



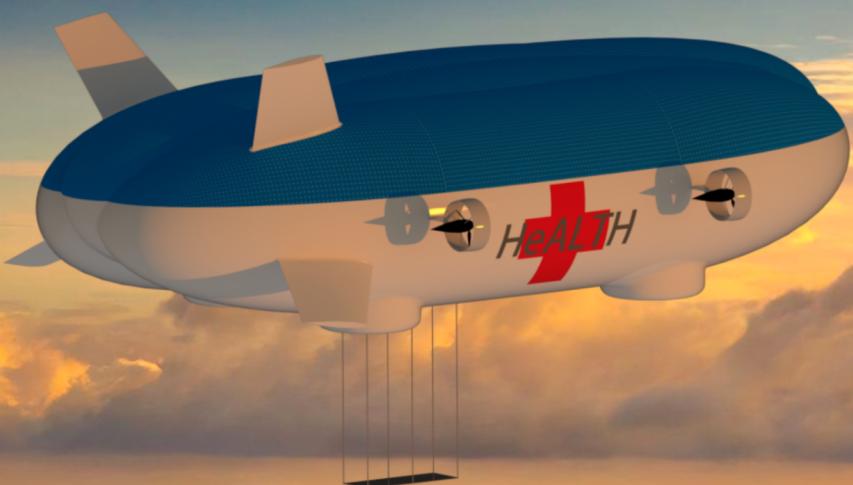
**Politecnico
di Torino**

LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE E ASTRONAUTICA

CORSO DI
Progettazione di Veicoli Aerospaziali

Report di Progetto

Dirigibile HeALTH



Anno accademico 2023/2024

Indice

| | |
|---|-----------|
| Elenco delle figure | III |
| Elenco delle tabelle | IV |
| Introduzione | VII |
| 1 Missione | 1 |
| 1.1 Profili di missione | 2 |
| 1.1.1 Missione A | 2 |
| 1.1.2 Missione B | 2 |
| 1.2 Ospedale | 3 |
| 2 Materiali e Strutture | 4 |
| 2.1 Struttura del rivestimento dell'envelope | 4 |
| 2.2 Dimensionamento preliminare | 6 |
| 2.3 Analisi Envelope | 8 |
| 2.3.1 Modello agli elementi finiti | 8 |
| 2.3.2 Risultati e considerazioni | 9 |
| 2.4 Sistema di carico/scarico | 10 |
| 2.4.1 Funi e argani | 12 |
| 3 Aerodinamica | 13 |
| 3.1 Geometria e dimensioni | 13 |
| 3.2 Analisi fluidodinamica | 13 |
| 3.2.1 Iter di Analisi | 14 |
| 3.2.2 Dominio | 14 |
| 3.2.3 Mesh | 15 |
| 3.2.4 Fisica del modello | 16 |
| 3.2.5 Analisi dei risultati: Post Processing | 16 |
| 3.2.6 Valutazione Drag | 17 |
| 3.2.7 Valutazione Lift | 17 |
| 3.2.8 Valutazione C_D | 18 |
| 4 Propulsione | 19 |
| 4.1 Analisi statistica | 19 |
| 4.2 Sistema di alimentazione | 20 |
| 4.2.1 Risultati | 20 |
| 4.3 Dimensionamento Elica | 21 |
| 4.4 Dimensionamento del serbatoio di idrogeno per le fuel cells | 23 |
| 4.5 Scelta del motore | 25 |
| 5 Meccanica del volo | 26 |
| 5.1 Stabilità statica: Dimensionamento preliminare degli impennaggi | 26 |
| 5.2 Stabilità dinamica | 27 |

| | | |
|---------------------|---|----------------|
| 5.2.1 | Dinamica latero-direzionale | 28 |
| 5.2.2 | Dinamica di rollio | 28 |
| 5.2.3 | Dinamica longitudinale | 28 |
| 6 | Sistemi e Avionica | 29 |
| 6.1 | Sistema di carico e scarico | 29 |
| 6.2 | Avionica | 29 |
| Bibliografia | | i |
| A | Missione | iii |
| A.1 | Struttura dell'ospedale | iii |
| A.2 | Analisi dei moduli | iv |
| A.2.1 | Dettaglio dei moduli | v |
| B | Materiali e Strutture | viii |
| B.1 | Scelta dei materiali | viii |
| B.1.1 | Requisiti | viii |
| B.1.2 | Materiali dell'envelope | ix |
| B.2 | Dimensionamento preliminare | xiii |
| B.2.1 | Geometria | xiv |
| B.2.2 | Coefficienti aerodinamici | xv |
| B.2.3 | Peso necessario a coprire la missione | xvii |
| B.2.4 | Stima del sistema propulsivo | xvii |
| B.2.5 | Weight Build-up | xviii |
| B.3 | Modello CAD - ingombri | xxii |
| B.4 | Iter progettuale del modello FEM | xxiii |
| B.5 | Sistema di carico/scarico | xxv |
| B.6 | Funi e argani | xxvi |
| C | Aerodinamica | xxix |
| C.1 | Stima e calcolo del C_{D_0} | xxix |
| D | Propulsione | xxx |
| D.1 | Dimensionamento pannelli solari | xxx |
| D.2 | Analisi strutturale delle pale | xxxiii |
| D.3 | Analisi del serbatoio | xxxiv |
| D.4 | Ciclo Termodinamico | xxxvi |
| E | Meccanica del volo | xxxviii |
| E.1 | Tabelle di riferimento Meccanica del volo | xxxviii |
| E.2 | Air Cushioning Landing System | xxxix |
| E.3 | Dinamica | xxxix |
| E.3.1 | Derivate di stabilità | xxxix |

Elenco delle figure

| | | |
|------|--|----|
| 1.1 | <i>Mappa della copertura sanitaria a livello globale.</i> | 1 |
| 1.2 | <i>Regione d'azione della missione.</i> | 2 |
| 1.3 | <i>Regione del Sud-Est asiatico.</i> | 3 |
| 2.1 | <i>Sezione tipica configurazione trilobata.</i> | 4 |
| 2.2 | <i>Minimizzazione della massa.</i> | 5 |
| 2.3 | <i>Massimizzazione del modulo di rottura.</i> | 5 |
| 2.4 | <i>Limitazione dei costi.</i> | 6 |
| 2.5 | <i>Convergenza dello schema iterativo. Si verifica una convergenza dei pesi per un volume di circa 138000 m³.</i> | 7 |
| 2.6 | <i>Dyneema®HB 80 Laminate.</i> | 8 |
| 2.7 | <i>Schema modello di bouyancy.</i> | 8 |
| 2.8 | <i>Mesh Modello FEM.</i> | 9 |
| 2.9 | <i>Vincoli applicati agli RBE2.</i> | 9 |
| 2.10 | <i>Inertia Relief LC: Deformazioni.</i> | 10 |
| 2.11 | <i>Inertia Relief LC: Von Mises Stress.</i> | 10 |
| 2.12 | <i>Gravity LC: Deformazioni.</i> | 10 |
| 2.13 | <i>Gravity LC: Von Mises Stress.</i> | 10 |
| 2.14 | <i>Grafico Peso - Spostamento al variare dello spessore del core.</i> | 11 |
| 2.15 | <i>Grafico Spessore - Spostamento al variare dello spessore del core.</i> | 11 |
| 2.16 | <i>Grafico Von-Mises Stress - Spostamento al variare dello spessore del core.</i> | 11 |
| 2.17 | <i>Analisi statica: Translational displacement.</i> | 12 |
| 2.18 | <i>Analisi statica: Von Mises Stress.</i> | 12 |
| 3.1 | <i>Modello CAD.</i> | 14 |
| 3.2 | <i>Dominio di calcolo.</i> | 15 |
| 3.3 | <i>Mesh superficiale.</i> | 15 |
| 3.4 | <i>Residui.</i> | 16 |
| 3.5 | <i>Convergenza Drag.</i> | 17 |
| 3.6 | <i>Risultati Drag.</i> | 17 |
| 3.7 | <i>Convergenza Lift.</i> | 17 |
| 3.8 | <i>Risultati Lift.</i> | 18 |
| 3.9 | <i>Risultati CD.</i> | 18 |
| 3.10 | <i>Distribuzione di pressione.</i> | 18 |
| 4.1 | <i>Analisi di trade-off per la potenza.</i> | 19 |
| 4.2 | <i>Analisi di trade-off per il consumo specifico.</i> | 20 |
| 4.3 | <i>Design chart per un'elica a tre pale con profilo Clark-Y.</i> | 21 |
| 4.4 | <i>Performance chart per un'elica a tre pale con profilo Clark-Y.</i> | 21 |
| 4.5 | <i>CAD del motore.</i> | 22 |
| 4.6 | <i>Grandezze in output da OpenVSP</i> | 23 |

| | | |
|------|---|--------|
| 4.7 | <i>Volume del tank al variare della pressione.</i> | 24 |
| 4.8 | <i>Serbatoio di idrogeno V285C.</i> | 25 |
| 4.9 | <i>Tipologia motore.</i> | 25 |
| 5.1 | <i>Dimensioni impennaggi superiori e inferiori.</i> | 27 |
| 6.1 | <i>Sistema rulli dedicati allo scarico.</i> | 29 |
| 6.2 | <i>Schema delle forze.</i> | 29 |
| A.1 | <i>Render 3D dell'ospedale.</i> | iii |
| A.2 | <i>Struttura di pareti e soffitti dell'ospedale.</i> | iv |
| A.3 | <i>Veduta in pianta dell'ospedale da campo.</i> | iv |
| A.4 | <i>Dettagli delle degenze</i> | vii |
| B.1 | <i>Resistenza a rottura del fabric rispetto al peso.</i> | x |
| B.2 | <i>Cofficienti del tail in funzione del volume[1].</i> | xv |
| B.3 | <i>Grafico resistenza - peso del tessuto dell'envelope.</i> | xix |
| B.4 | <i>Modello CAD in tavola.</i> | xxii |
| B.5 | <i>Modello FEM di una sezione. Model scale a sinistra, true scale a destra.</i> | xxiii |
| B.6 | <i>Modello FEM di sezione con funi ad irrigidimento.</i> | xxiii |
| B.7 | <i>Modello FEM di Envelope completa.</i> | xxiv |
| B.8 | <i>Gravity LC: Deformazione Envelope.</i> | xxiv |
| B.9 | <i>Trave a doppio T.</i> | xxvi |
| B.10 | <i>Dimensioni della trave a doppio T.</i> | xxvi |
| B.11 | <i>Argano Electric winch SB 309 E.</i> | xxvi |
| D.1 | <i>Potenza media disponibile sul Djibouti.</i> | xxx |
| D.2 | <i>Schema RFC [20].</i> | xxxi |
| D.3 | <i>Pannelli solari con batterie [22].</i> | xxxii |
| D.4 | <i>Visualizzazione dell'applicazione di carichi e vincoli alla pala.</i> | xxxiii |
| D.5 | <i>Output dell'analisi strutturale</i> | xxxiv |
| D.6 | <i>Incastro.</i> | xxxiv |
| D.7 | <i>Deformazioni.</i> | xxxv |
| D.8 | <i>Modi propri di vibrare (1,5,6,10).</i> | xxxv |
| D.9 | <i>Consumo totale di carburante</i> | xxxvi |
| D.10 | <i>Potenza in funzione di η_{el}.</i> | xxxvii |
| E.1 | <i>Root locus.</i> | xli |

Elenco delle tabelle

| | | |
|-----|--|--------|
| 1.1 | <i>Specifiche moduli ospedale.</i> | 3 |
| 2.1 | <i>Requisiti utilizzati nel dimensionamento preliminare.</i> | 6 |
| 2.2 | <i>Parametri più importanti ottentuti dal dimensionamento.</i> | 7 |
| 2.3 | <i>Principali risultati dell'analisi sull'envelope.</i> | 9 |
| 3.1 | <i>Dimensioni dirigibile.</i> | 13 |
| 3.2 | <i>Dimensioni dominio.</i> | 14 |
| 3.3 | <i>Proprietà aria standard alla quota di crociera.</i> | 16 |
| 4.1 | <i>Requisiti di potenza.</i> | 20 |
| 4.2 | <i>Risultati del dimensionamento.</i> | 21 |
| 4.3 | <i>Parametri relativi alla pala con AF=70 [8].</i> | 22 |
| 4.4 | <i>Dati fuel cells e idrogeno.</i> | 23 |
| 4.5 | <i>Specifiche V285C.</i> | 24 |
| 4.6 | <i>Prestazioni [11].</i> | 25 |
| 5.1 | <i>Caratteristiche geometriche degli impennaggi.</i> | 27 |
| 6.1 | <i>Peso dei componenti implementati.</i> | 30 |
| A.1 | <i>Modulo di farmacia.</i> | v |
| A.2 | <i>Modulo di chirurgia.</i> | v |
| A.3 | <i>Modulo di unità di servizio.</i> | v |
| A.4 | <i>Modulo di radiologia.</i> | vi |
| A.5 | <i>Modulo di laboratorio di analisi.</i> | vi |
| A.6 | <i>Modulo di pronto soccorso.</i> | vi |
| A.7 | <i>Modulo di degenza.</i> | vii |
| B.1 | <i>Proprietà delle fibre.</i> | ix |
| B.2 | <i>Proprietà dei fabric.</i> | ix |
| B.3 | <i>Proprietà dei film.[15].</i> | x |
| B.4 | <i>Granta EduPack Fiber specs.</i> | xi |
| B.5 | <i>Dati utilizzati nel dimensionamento preliminare.</i> | xiii |
| B.6 | <i>Caratteristiche del modello FEM dell'Envelop.</i> | xxiv |
| B.7 | <i>Caratteristiche del modello FEM della piastra.</i> | xxv |
| B.8 | <i>Tabella riassuntiva dimensionamento argano e funi.</i> | xxviii |
| D.1 | <i>Proprietà del materiale Carbon fiber epoxy UD pre-preg. [23]</i> | xxxiii |
| D.2 | <i>Pulsazioni naturali dei primi dieci modi di vibrare della pala.</i> | xxxiv |
| D.3 | <i>Proprietà meccaniche dei materiali.</i> | xxxiv |
| D.4 | <i>Dati ciclo termodinamico.</i> | xxxvi |

| | | |
|-----|--|---------|
| E.1 | <i>Forces e Torques Pilota.</i> | xxxviii |
| E.2 | <i>Dati sui coefficienti per il volume di coda di dirigibili noti.</i> | xxxviii |
| E.3 | <i>Derivate di stabilità.</i> | xxxix |

Introduzione

Questo Elaborato Progettuale è stato redatto durante lo svolgimento del corso di *Progettazione di Veicoli Aerospaziali* tenuto presso il Politecnico di Torino, nell'anno accademico 2023/2024. Docente titolare del corso: Professore Erasmo Carrera. Il presente è da considerarsi una relazione del lavoro svolto dal Gruppo del Dirigibile.

Questo documento è frutto del lavoro cumulativo dei membri del Gruppo di cui sono riportati i nomi:

Alessandro Brizzi

Simone Chiale

Samuel Caradonna

Giulio Chinnici

Chiara Cardillo

Lorenzo Chittano

Samuele Carere

Paolo Cirrincione

Alessio Carnemolla

Matteo Clavolini

Federica Carollo

Pietro Cocciole

Fabrizio Cartella

Federico Cocuzza

Gabriele Caso

Lorenzo Colaci

Andrea Cavagnolo

Antonio Colangelo

Antonio Cavallaro

Simone Comisso

Marco Cavallo

Lina De Lisio

Davide Cavallotti

Leonardo Maria Festa

Doriana Cecere

Pietro Gontero

Matteo Chetta

Capitolo 1

Mis^sione

In molte regioni del mondo, la sanità è un servizio che presenta moltissimi deficit, e al quale molte persone non hanno alcuna possibilità di accedervi. Secondo le stime della World Health Organization, nel 2021 4,5 miliardi di persone nel mondo non aveva completo accesso a servizi sanitari, ovvero più della metà della popolazione mondiale che ha potuto usufruire di servizi sanitari appropriati.

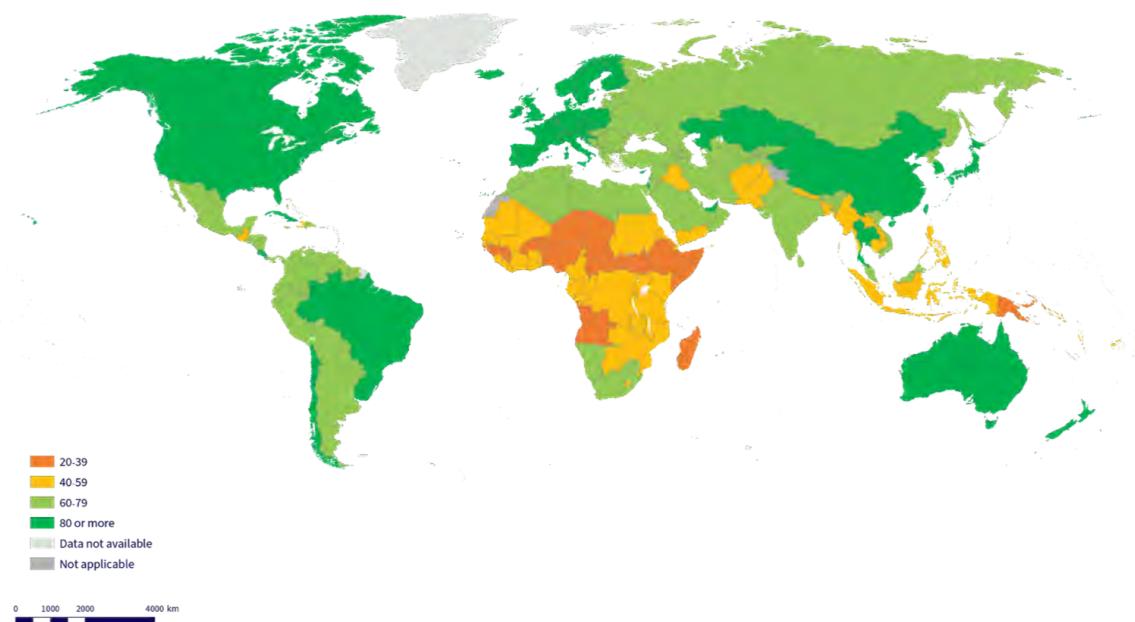


Figura 1.1: *Mappa della copertura sanitaria a livello globale.*

A fronte di questa problematica, che colpisce circa la metà della popolazione, si è deciso di realizzare un sistema che potesse fornire assistenza sanitaria in diverse aree del Pianeta, garantendo l'accessibilità ad un servizio base al quale molte persone non hanno modo di usufruire. È stata quindi studiata una soluzione che permettesse di avere un sistema ospedaliero trasportabile, il quale potesse essere efficiente, sia dal punto di vista del servizio sanitario, sia dal punto di vista logistico. In base a queste considerazioni, è stato progettato un dirigibile in grado di portare un sistema ospedaliero a bordo. Il dirigibile rappresenta la soluzione più efficiente al problema: infatti, è un mezzo che ha una grande capacità di carico, con un'ampia possibilità di accesso a diverse regioni, in quanto non necessita di punti di accesso per via mare, o infrastrutture per muoversi o atterrare.

La soluzione progettuale adottata vede un dirigibile semirigido di elevate dimensioni, in grado di trasportare un carico di 60 tonnellate. La possibilità di avere a bordo un elevato payload, permette di trasportare più strutture ospedaliere: l'ospedale è stato ideato come edificio modulare, quindi è possibile alloggiare all'interno della baia del dirigibile molteplici moduli, i quali possono essere utilizzati per assemblare un'unica struttura, o più strutture, con possibilità di essere calati in diverse aree.

1.1 Profili di missione

L'Operazione HeALTH è un'iniziativa umanitaria che utilizza un dirigibile per trasportare e installare un ospedale da campo nelle regioni in cui non vi è accesso alle cure, dove possono esservi crisi sanitarie, come ad esempio epidemie, in modo tale da fornire cure di pronto soccorso ai pazienti.

Sono stati immaginati due possibili scenari, nei quali il dirigibile HeALTH potrebbe essere impegnato.

1.1.1 Missione A

La missione ha origine dalla base militare USA di Camp Lemonnier a Gibuti (capitale dell'omonimo stato), posizionata per rispondere rapidamente alle crisi sanitarie nelle regioni circostanti. Il dirigibile è attrezzato con un ospedale da campo altamente specializzato, che viene calato in una zona strategica, posizionata nel mezzo delle regioni colpite, cioè quelle di Bay, Hiran, Galgudug e Mudug (queste regioni, a causa di conflitti, siccità e acque impure, sono ciclicamente tra le più colpite da epidemie e conflitti, e necessitano di una pronta assistenza medica e di rapide vaccinazioni). Una volta raggiunta la zona di destinazione, il dirigibile riduce la sua altitudine e rilascia l'ospedale, facendo utilizzo di una piattaforma. Una volta calato l'ospedale, adibito a soccorsi e cure, il dirigibile rimane in stazionamento fino al termine delle operazioni, oppure può raggiungere una seconda area per scaricare altri moduli. Si occuperà, al termine della missione, di sollevare nuovamente a bordo l'ospedale da campo, per far poi ritorno alla base militare di partenza.



Figura 1.2: Regione d'azione della missione.

1.1.2 Missione B

Il secondo profilo di missione prevede di fornire servizio nelle regioni dell'Indonesia, delle Filippine e della Papua Nuova Guinea, dove l'assistenza sanitaria è molto bassa, con un indice di copertura sanitaria che non supera il 60%, che in Papua Nuova Guinea è senz'altro inferiore al 40%.

La missione è ideata per raggiungere diverse aree dell'arcipelago del Sud-Est asiatico, attraverso un itinerario che prevede più soste, nelle quali è previsto il rilascio di diverse strutture ospedaliere. In

questo modo, è possibile raggiungere un maggior numero di persone, le quali potranno avere accesso a servizi sanitari, assistenza e cure.



Figura 1.3: *Regione del Sud-Est asiatico.*

1.2 Ospedale

L'ospedale da campo è progettato a moduli, scelta necessaria in quanto permette di poter decidere quanti e quali moduli scaricare.

L'ospedale è caratterizzato dai moduli riportati nella seguente tabella, dei quali sono specificati i relativi pesi a vuoto, pesi con materiale e dimensioni.

Tabella 1.1: *Specifiche moduli ospedale.*

| Nome reparto | Peso a vuoto [ton] | Peso con materiale [ton] | Dimensioni [m x m] |
|---------------------|-----------------------|-----------------------------|-----------------------|
| Chirurgia | 3.3 | 3.952 | 15 x 5 |
| Farmacia | 1.1 | 2.5 | 5 x 5 |
| Radiologia | 1.1 | 1.208 | 5 x 5 |
| Laboratorio analisi | 1.1 | 1.6 | 5 x 5 |
| Pronto soccorso | 1.1 | 1.43 | 5 x 5 |
| Degenza | 1.1 | 1.6 | 5 x 5 |
| Unità di servizio | 1.1 | 1.6 | 5 x 5 |

I moduli possono essere calati mediante una piattaforma con superficie rettangolare di dimensioni 16 m x 6 m, progettata per calare il modulo di maggiori dimensioni, la chirurgia, e scaricare e caricare a bordo del dirigibile un massimo di 3 moduli contemporaneamente.

È stato realizzato un render tridimensionale dell'ospedale mediante l'utilizzo di un software di progettazione (figura A.1). La struttura ospedaliera ideata si compone di 12 moduli, in particolare vi sono 4 aree adibite alle degenze, 2 sezioni di pronto soccorso, una farmacia, una sala chirurgica, una radiologia, un laboratorio di analisi e un'unità di servizio. Particolare attenzione è stata dedicata alla disposizione dei reparti di degenza, spazi in cui sono ricoverati e assistiti i pazienti.

Questa pianificazione mira a ottimizzare l'efficienza e la qualità delle cure fornite all'interno della struttura ospedaliera, permettendo di garantire un servizio efficiente e all'avanguardia.

I dettagli della disposizione dei moduli e della struttura dell'ospedale sono riportati nella relativa appendice A.

Capitolo 2

Materiali e Strutture

A valle di una ricerca bibliografica su strutture e dimensioni dei dirigibili esistenti, è stato possibile constatare che essi vengono generalmente classificati in tre categorie: non rigido, semirigido, rigido. Tra le soluzioni possibili si è scelta una configurazione semirigida compromesso tra leggerezza, tipica della configurazione non rigida, e stabilità, tipica di quella rigida. È stato definito un numero di lobi pari a tre per soddisfare la richiesta di elevata stabilità durante l'operazione di carico/scarico del payload, e aumentare notevolmente la superficie in pianta che può essere sfruttata per installare un impianto fotovoltaico e per creare portanza di tipo aerodinamico. A questo proposito, è di particolare importanza definire la quota di portanza ricoperta dal volume di elio all'interno del dirigibile in quanto esso definisce anche il peso delle strutture responsabili del suo contenimento. Generalmente nei dirigibili classici questa quota è pari al 95%, ma per via dell'ampia superficie in pianta, è stato possibile optare per un valore pari all 80%, tipico invece dei dirigibili ibridi.

I pesi concentrati, come motori e superfici di controllo, sono generalmente installati sull'envelope attraverso una struttura rigida interna, alla quale è connessa anche la gondola. Data la vastità di aspetti strutturali da analizzare durante il progetto di un dirigibile, questa fase di avamprogetto si occuperà di proporre un accurato dimensionamento preliminare da letteratura [1], uno studio sul dimensionamento dell'envelope e della piattaforma di carico/scarico.

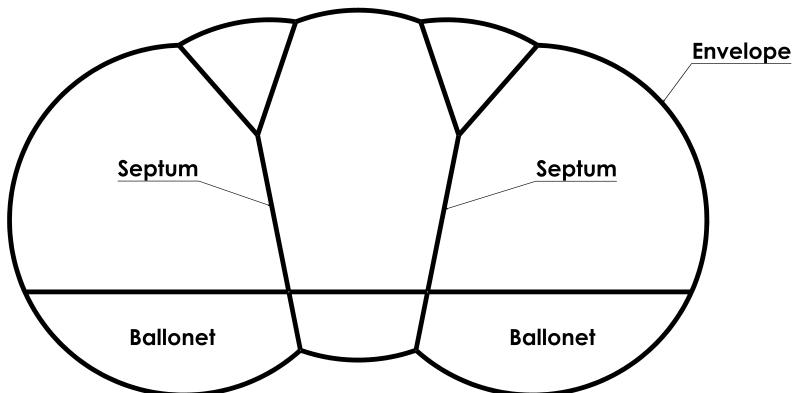


Figura 2.1: *Sezione tipica configurazione trilobata.*

2.1 Struttura del rivestimento dell'envelope

La scelta più adeguata per il materiale dell'involucro esterno del dirigibile, è quella di un multistrato laminato flessibile per cercare di ottenere tutte le caratteristiche necessarie evidenziate nei requisiti definiti in appendice B.1.1.

Il multi-layer è composto da tre importanti strati:

- Strato di resistenza.
- Strato adesivo.

- Strato protettivo.

La fibra è fondamentale per lo sviluppo di tessuti ad alta resistenza. Inizialmente venivano usati i rubberized cotton cloth, che avevano una resistenza alla rottura di 80 lb/in (1428 kg/m). Questo limite di carico del materiale, impediva ai dirigibili non rigidi di superare volumi di $200000 ft^3$. Con l'avvento delle fibre sintetiche come il Nylon (Poliammide) e Dacron (Poliestere), si iniziò a soddisfare requisiti via via più esigenti.

Il processo più comune utilizzato nella costruzione del rivestimento consiste nel tessere le fibre strutturali, infondere la trama con adesivo resinoso e quindi laminare su uno o più film. Per effettuare la scelta adeguata del materiale delle fibre è necessario tener conto dei seguenti requisiti:

- minimizzare la massa rispetto alla resistenza alla snervamento;
- minimizzare i costi rispetto alla resistenza allo snervamento;
- massimizzare la resistenza a rottura rispetto alla densità.

Dopo la fase di impostazione dei requisiti, si passa alla selezione delle fibre da utilizzare, tramite l'implementazione di indici di merito che vadano a massimizzare le prestazioni. Le fibre più utilizzate per via delle loro proprietà, sono Vectran e Dyneema.

Partendo da questa assunzione, si sono tracciati dei grafici di questi indici di merito, aggiungendo una retta con coefficiente pari 1, per mettere in evidenza le zone dei materiali con le prestazioni migliori.

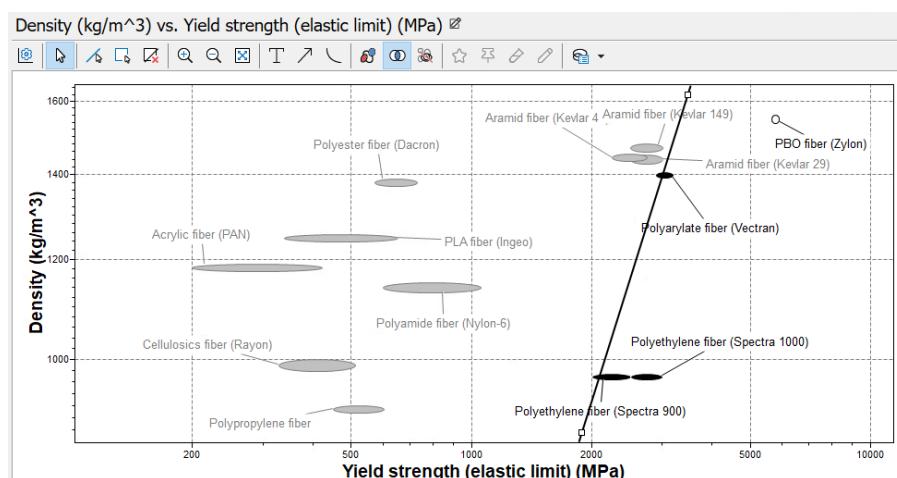


Figura 2.2: Minimizzazione della massa.

Nel grafico 2.2 si vuole minimizzare la massa. Si nota che le fibre più adatte sono le fibre di polietilene (Dyneema), le Vectran e Zylon.

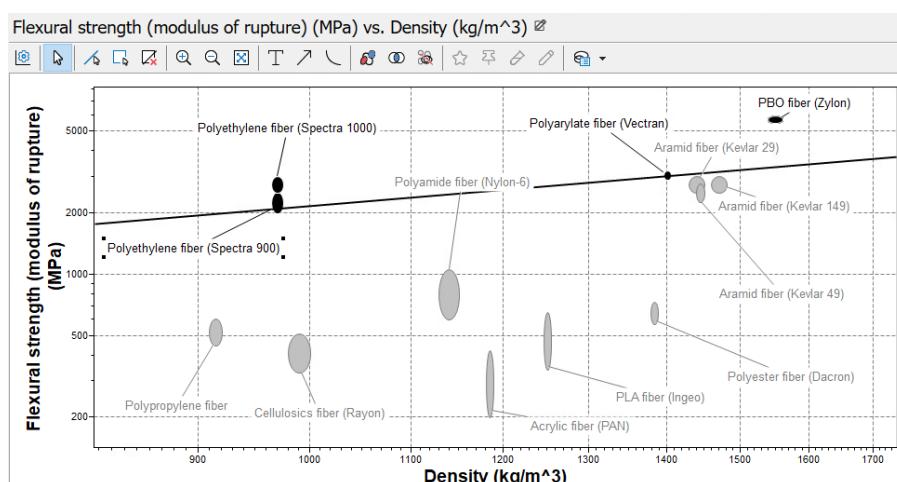


Figura 2.3: Massimizzazione del modulo di rottura.

Il grafico 2.3 mette in evidenza il grande margine di proprietà delle fibre di Vectran e Dyneema rispetto a tutte le altre, evidenziando prestazioni alla rottura nettamente migliori.

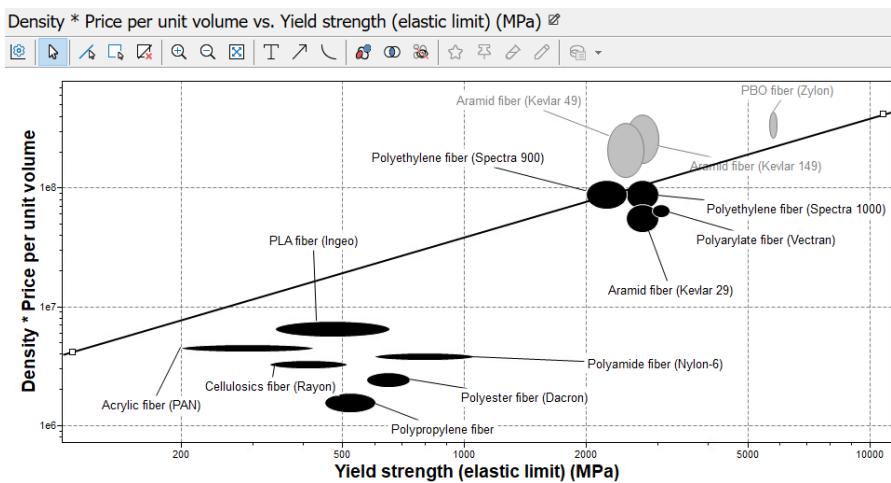


Figura 2.4: Limitazione dei costi.

Il grafico 2.4 dà una idea sui costi delle fibre. In questo caso si scelgono comunque le Vectran e le Dyneema per le loro prestazioni migliori.

2.2 Dimensionamento preliminare

In questa trattazione il processo di dimensionamento preliminare si basa su alcuni requisiti di alto livello iniziali che derivano dalla missione che il dirigibile deve essere in grado di compiere. Il dirigibile deve essere in grado di volare per 2000 km e deve essere in grado di trasportare un payload complessivo di 60 tonnellate. Il dirigibile deve essere inoltre non-rigido in una configurazione a tre lobi, avendo tenuto conto dei vantaggi rispetto ad un dirigibile analogo monolobo. Il fluido da impiegare è l'elio. Il processo di dimensionamento qui proposto prevede comunque alcune assunzioni su pesi e parametri che possono comunque essere approfondite da altre sezioni.

Tabella 2.1: Requisiti utilizzati nel dimensionamento preliminare.

| Requisiti | | |
|-----------------------------------|--------------|-----------|
| Range | R | 2037.2 km |
| Numero dei passeggeri | n_{pax} | 5 |
| Numero dei membri dell'equipaggio | n_{crew} | 2 |
| Quota di tangenza massima | z | 3000 m |
| Quota di crociera | z_{cruise} | 1500 m |
| Velocità di crociera | V_{cruise} | 27.77 m/s |
| Payload | PL | 60 ton |

Lo schema utilizzato è iterativo: si ipotizza un volume iniziale e si calcolano due valori distinti di peso al decollo. La prima stima del peso W_G è calcolata in base alla quantità di carburante necessaria per completare il range richiesto da requisito, pari a 2000 km. Una seconda stima può essere ottenuta invece dalla somma del peso di ogni componente. Viene quindi variato il volume fino a quando non si arriva alla convergenza delle due stime. Questo schema di risoluzione è stato implementato in MATLAB e viene sufficientemente dettagliato in appendice B.2. Una verifica della convergenza del modello è riportato in figura 2.5.

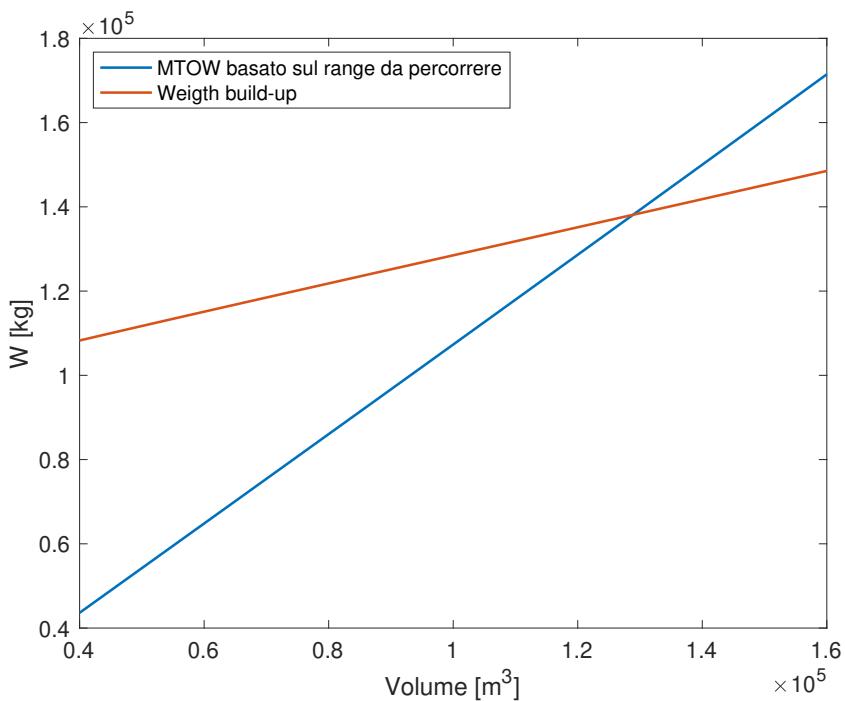


Figura 2.5: Convergenza dello schema iterativo. Si verifica una convergenza dei pesi per un volume di circa 138000 m³.

In corrispondenza del volume di convergenza si ottengono quindi le dimensioni principali del dirigibile come lunghezza e diametro dei lobi, ma anche il peso a vuoto, il peso al decollo e la potenza necessaria. Un estratto delle principali caratteristiche finali del dimensionamento è riportato in tabella 2.2.

Tabella 2.2: Parametri più importanti ottentuti dal dimensionamento.

| Geometria | | |
|------------------------------------|----------------|-------------------------|
| Lunghezza del dirigibile | l_b | 130 m |
| Larghezza del dirigibile | $width$ | 58 m |
| Diametro del singolo lobo | h | 29 m |
| Diametro del monolobo equivalente | d_e | 43 m ³ |
| Superficie in pianta | S_{plan} | 5880 m ² |
| Volume | VOL | 143585 m ³ |
| Densità superficiale dell'envelope | ρ_{env} | 4.5 oz/yd ² |
| Densità superficiale dei septum | ρ_{sep} | 6.07 oz/yd ² |
| Pesi | | |
| Peso massimo al decollo | $MTOW$ | 139880 kg |
| Peso a vuoto | W_E | 62250 kg |
| Prestazioni | | |
| Buoyancy | $L_{buoyancy}$ | 39973 kg |
| Portanza aerodinamica | L_{aero} | 39973 kg |
| Potenza necessaria | SHP | 990 kW |

2.3 Analisi Envelope

All'interno del processo di dimensionamento è stato calcolato il peso dell'envelope attraverso una valutazione della densità superficiale del materiale minima in grado di sostenere i carichi di pressione con un fattore di sicurezza pari a 4. Per farlo si stima il carico minimo accettabile, ottenuto dal prodotto di tensione nella skin per il fattore di sicurezza e si utilizza all'interno dell'equazione, la quale rappresenta l'interpolazione lineare delle caratteristiche di rottura di alcuni laminati in Dyneema (dimensioni nel sistema imperiale)

$$\rho_{fabric} = 0.0063 \cdot Breaking\ Strength + 0.889 \quad (2.1)$$

Si ottiene quindi una stima della densità superficiale dello strato strutturale dell'envelope, pari a $4.5\ oz/yd$. Questo valore trova riscontro nelle soluzioni commercialmente disponibili, i.e. Dyneema®HB80[2], che presenta 4 ply di laminato orientate con uno schema 0-90-0-90 e uno spessore complessivo di $0.147\ mm$ [3], come in figura 2.6.

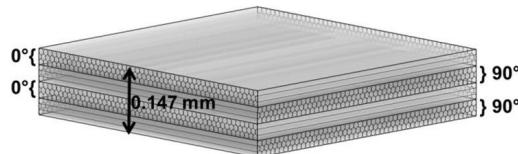


Figura 2.6: *Dyneema®HB 80 Laminate*.

Lo scopo di questa analisi è dunque quello di valutare preliminarmente, per la configurazione e geometria scelte, gli stress e le deformazioni dell'envelope del dirigibile, andando quindi a validare il dimensionamento da letteratura.

2.3.1 Modello agli elementi finiti

Modello di Bouyancy

Al fine di valutare correttamente il comportamento dell'envelope è stato necessario trovare un modello che rappresentasse il Lift dato dalla differenza di densità tra il Gas interno al Dirigibile e l'aria. La forza di Bouyancy di un corpo immerso in un fluido equivale, secondo il principio di Archimede, al peso del fluido spostato. Considerando un volume V riempito con un gas di densità ρ_g , soggetto alla forza di gravità g e la densità dell'aria esterna al volume ρ_{air} , la forza di Bouyancy è data dalla formula:

$$B = (\rho_{air} - \rho_g) \cdot g \cdot V \quad (2.2)$$

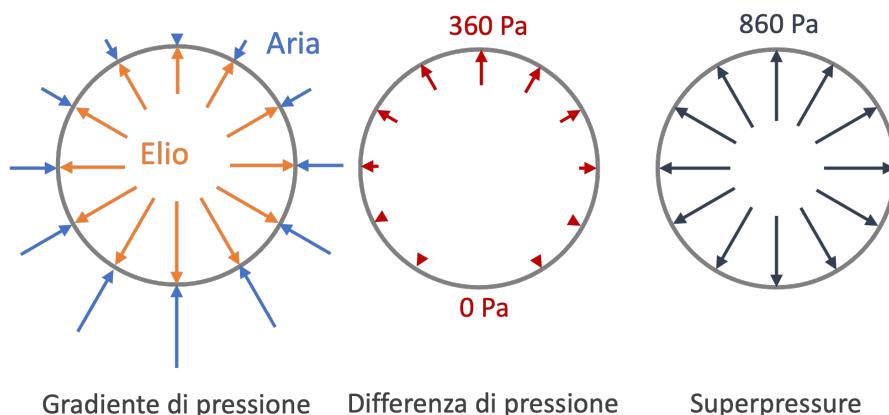


Figura 2.7: *Schema modello di bouyancy*.

Per avere una distribuzione più accurata della forza risultante B sulla superficie dell'envelope, si è considerato separatamente il contributo dato dalla pressione atmosferica e dall'olio: entrambe le pressioni presentano un gradiente in direzione verticale [4]:

$$P_{air}^U = P_{air}^L - \rho_{air}gh \quad P_{He}^U = P_{He}^L - \rho_{He}gh \quad (2.3)$$

dove P^U indica la pressione nel punto più alto, mentre P^L nel punto più basso. Uno schema è riportato in figura 2.7.

Per migliorare la stabilità dell'envelope si aggiunge solitamente una sovrappressione interna, dimensionata considerando la pressione dinamica al nose aumentata del 20%, nel nostro caso pari a $860Pa$.

Costruzione del Modello

La fase di analisi dell'envelope è partita dalla costruzione, tramite *DS Solidworks*, di una geometria semplificata di una sezione centrale del dirigibile, sotto l'assunzione che, data la lunghezza dello stesso, fosse rappresentativa ai fini di questa verifica. È stato utilizzato il software *Hexagon MSC Patran* per la costruzione e post-process del modello FEM della sezione e *Hexagon MSC Nastran* per il calcolo. Questo primo modello, riportato insieme ad altri per completezza in appendice B.4, non tiene però in considerazione gli sforzi sull'envelope perpendicolari alla sezione stessa, e soffriva di evidenti non linearità. Per considerare gli effetti tridimensionali sull'envelope è stato necessario costruire un modello completo della skin, che tuttavia è rappresentativo solo al centro del dirigibile, a causa dell'eccessiva semplificazione delle estremità.



Figura 2.8: *Mesh Modello FEM*.

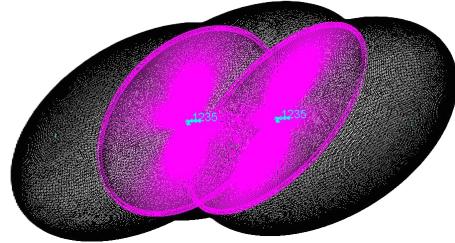


Figura 2.9: *Vincoli applicati agli RBE2*.

Il modello qui riportato 2.8 considera perciò l'intera superficie dell'envelope del dirigibile, riducendo la modellazione dei septum 2.1 a due *Multi-Point Constraint RBE 2* 2.9, necessari per non incorrere in eccessive non linearità. Si considerano due load cases: il primo non presenta vincoli ed utilizza l'inertia relief, implementata su BDF tramite il comando (PARAM,INREL,-2) e analizza l'effetto della sola pressione sul comportamento della skin; il secondo presenta un carico inerziale di gravità e due vincoli applicati ai centri degli RBE2. Per semplicità, considerato lo spessore ridotto e la laminazione ortogonale del composito, si è modellato il materiale come isotropo. In tabella B.6 è riassunta l'impostazione del modello.

2.3.2 Risultati e considerazioni

I risultati dell'analisi, riassunti in tabella 2.3, confermano che la geometria e configurazione scelte sono in linea con il dimensionamento preliminare per quanto riguarda la sola skin esterna.

Tabella 2.3: *Principali risultati dell'analisi sull'envelope*.

| | Load Case: Gravity | Load Case: Inertia Relief |
|---------------------------------------|---------------------------|----------------------------------|
| Von Mises max stress | $4.32E + 02MPa$ | $1.98E + 02MPa$ |
| Max displacement translational | $1.38E + 03mm$ | $3.52E + 02mm$ |

L'analisi FEM del layer strutturale evidenzia come la skin si deformi in entrambi i Load Case, andando a gonfiarsi in corrispondenza dei lobi laterali. Nel caso con Inertia Relief, dove la pressione è l'unico carico agente sulla struttura, la deformazione è accentuata in corrispondenza degli estremi laterali^{2.10}, dove è massimo anche lo stress di Von Mises ^{2.11}. Considerando la gravità e vincolando i centri dei septum si nota invece che le deformazioni^{2.12} aumentano a causa del peso della struttura stessa. I lobi laterali generano due momenti torcenti simmetrici nella direzione longitudinale al dirigibile. Questi momenti si presume siano la causa delle non linearità riscontrate nelle analisi precedenti in corrispondenza dei septum, e portano attenzione al problema del loro dimensionamento.

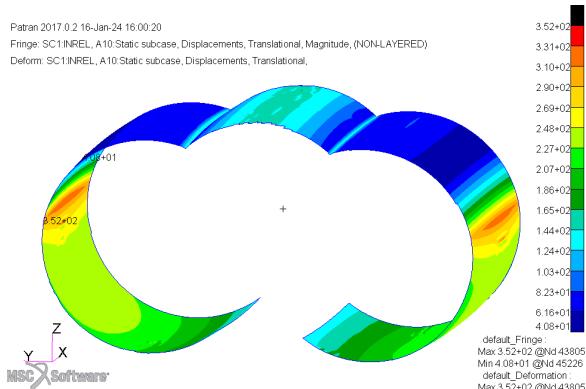


Figura 2.10: *Inertia Relief LC: Deformazioni.*

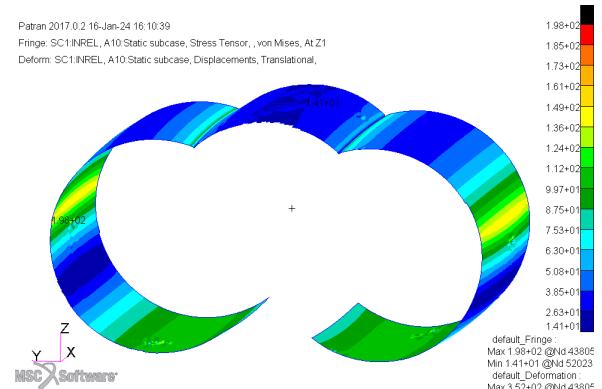


Figura 2.11: *Inertia Relief LC: Von Mises Stress.*

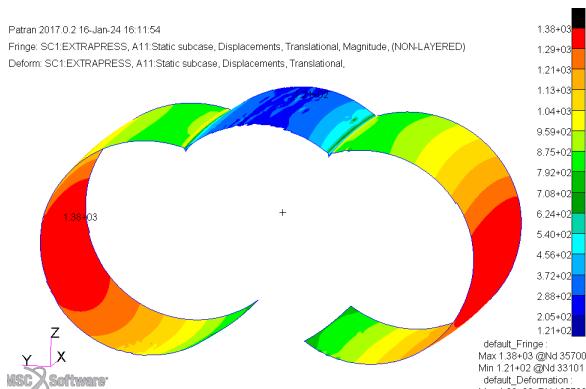


Figura 2.12: *Gravity LC: Deformazioni.*

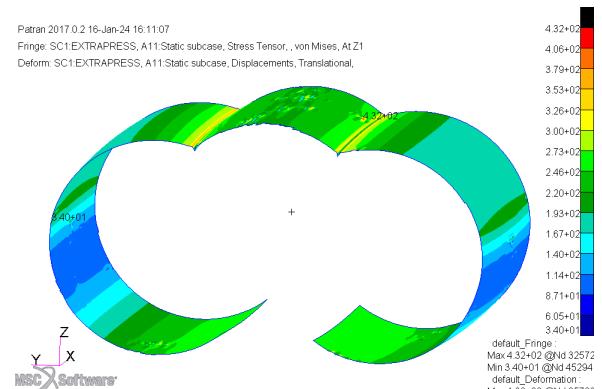


Figura 2.13: *Gravity LC: Von Mises Stress.*

Una possibile soluzione al generarsi dei momenti torcenti che i lobi laterali esercitano sui septum può essere quella di modificare la disposizione dei lobi per far sì che il carico di Bouyancy Lift aumenti nel lobo centrale, aumentandone il momento rispetto al centro dei setti e dandogli modo di rimanere in tensione non incorrendo in non linearità in sede di analisi.

Un'altra criticità è riscontrata nel modellare correttamente i collegamenti tra le varie parti di composito. L'unione dei nodi tramite la funzione *equivalence* non rispecchia totalmente, nelle adiacenze delle giunzioni, gli elementi strutturali presenti che modificano il comportamento che avrà poi l'envelope. Queste giunzioni andrebbero analizzate in fasi successive di progetto, unitamente alla modellazione delle altre parti del dirigibile, e.g. superfici di controllo e cabina, all'interno dello stesso modello agli elementi finiti.

2.4 Sistema di carico/scarico

Dopo un'accurata analisi di missione è stato deciso di scaricare/caricare il payload diviso in moduli. L'ingombro del modulo della sala operatoria, il più volumetrico, caratterizzato da una lunghezza di 15 m e una larghezza di 5 m, è dimensionante per il sistema di carico e scarico, composto da una piastra rinforzata da travi e funi e argani.

Si è deciso quindi di dimensionare una piattaforma 16x6 metri, tramite l'utilizzo di un pannello sandwich con cuore in honeycomb e pelli in alluminio. Si è scelto inoltre di irrobustire ulteriormente questa struttura tramite delle travi a sezione doppia T , poste in corrispondenza dei lati della piastra. Analizzando il datasheet fornito da HexCel [5], si sono individuate due tipologie di honeycomb e le loro proprietà meccaniche sono state riportate nelle seguenti tabelle.

L'analisi è stata effettuata utilizzando il software *Hexagon MSC Patran*, creando inizialmente una geometria rettangolare delle dimensioni specificate ad inizio trattazione, con la successiva creazione dei materiali sopracitati. In seguito, si è proseguito con l'implementazione delle proprietà, utilizzando il modello beam (trave) per tutti gli spigoli della piastra e una proprietà di tipo shell per modellizzare la pavimentazione della piastra.

Per la creazione della mesh si è deciso di imporre una lunghezza degli elementi pari a 250 mm. Per una trattazione più completa si rimanda all'appendice B.5.

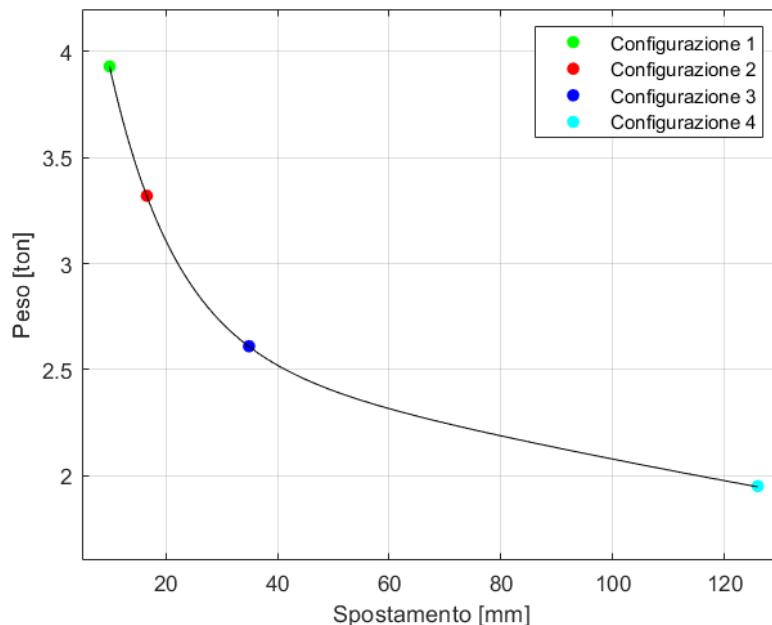


Figura 2.14: *Grafico Peso - Spostamento al variare dello spessore del core.*

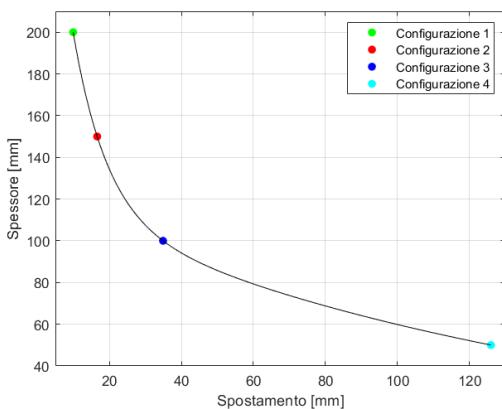


Figura 2.15: *Grafico Spessore - Spostamento al variare dello spessore del core.*

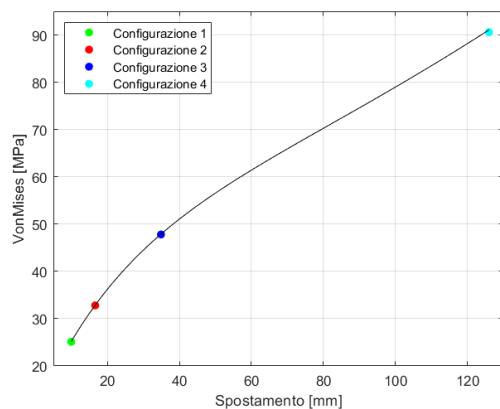


Figura 2.16: *Grafico Von-Mises Stress - Spostamento al variare dello spessore del core.*

I grafici 2.14 2.15 2.16 correlano la variazione di alcune grandezze di rilevante importanza al variare dello spessore del cuore della piastra in honeycomb, come riportato in tabella B.7. Questo permette di fare una scelta ponderata riguardo alla configurazione più adatta da implementare. Essendo il rapporto

tra spostamento e lunghezza caratteristica della piastra inferiore al 5% in termini di spostamento, l'analisi rientra pienamente in campo lineare. La configurazione 3, che presenta uno spessore del cuore di honeycomb di 100 mm e peso pari a 2.61ton , è la soluzione adottata, rispettando i requisiti di peso ma garantendo una adeguata rigidezza.

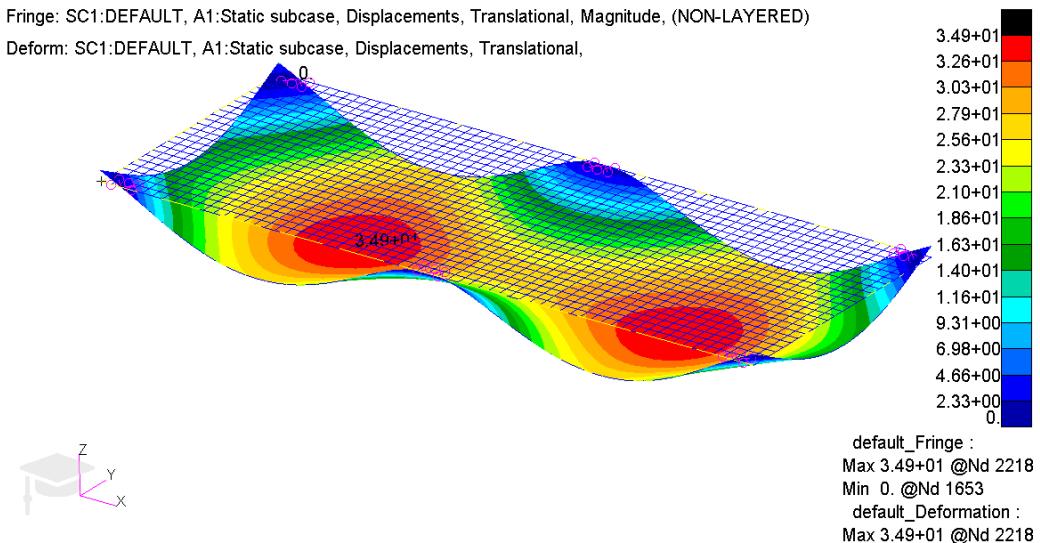


Figura 2.17: Analisi statica: Translational displacement.

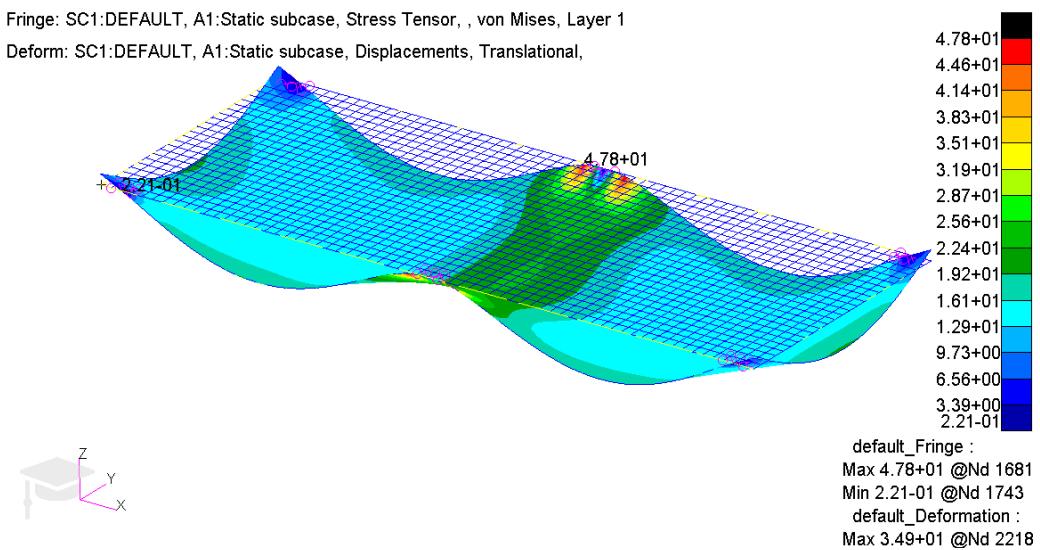


Figura 2.18: Analisi statica: Von Mises Stress.

Dalla figura 2.17 si può evincere come lo spostamento massimo alla base della piastra sia di 3.49cm , un risultato ritenuto accettabile per le ipotesi assunte.

2.4.1 Funi e argani

Il sistema di calata della piattaforma è composto da sei funi e argani. Per la scelta dei sei argani si è considerato il peso che questo deve essere in grado di sollevare. Si è quindi optato per gli argani Electric winch SB 309 E, che a seguito di un arrotolamento di un primo layer riescono a sollevare 9000 kg, all'ultimo layer 6285 kg, come riportato nella scheda di descrizione dell'argano [6], fornita dal produttore. Per il dimensionamento completo si rimanda all'appendice B.6.

Capitolo 3

Aerodinamica

La forza di sostentamento per un dirigibile viene assicurata dalla forza di galleggiamento generata dal gas contenuto all'interno (determinata tramite il Princípio di Archimede) e dalla portanza aerodinamica generata dalle superfici. Dal momento che le quantità di gas richieste sono molto elevate, e di conseguenza anche le dimensioni della struttura, ci si aspetta un contributo resistente associato alle superfici portanti di gran lunga inferiore alla resistenza di forma. In maniera analoga, anche i contributi di portanza e momento aerodinamici, a causa delle basse velocità di crociera del dirigibile, saranno di alcuni ordini di grandezza inferiori rispetto alla forza di galleggiamento sopra citata. Una peculiarità sta nell'indipendenza della generazione di portanza aerostatica dalla velocità di avanzamento del velivolo, il che permette un contributo più o meno costante dove le variazioni sono dovute solo alle fasi di ascesa e discesa. Questa importante caratteristica permette al dirigibile di stazionare in aria, in una particolare condizione di volo detta hovering.

3.1 Geometria e dimensioni

La scelta della geometria è ricaduta su tre lobi connessi sulle superfici laterali. Tale geometria realizza una maggiore portanza rispetto al corrispettivo dirigibile monolobo, parametro fondamentale per la missione in questione. Inoltre la superficie superiore più estesa permette l'installazione di molteplici pannelli solari che contribuiranno a soddisfare il budget energetico richiesto in qualunque fase operativa. Le dimensioni ottenute sono:

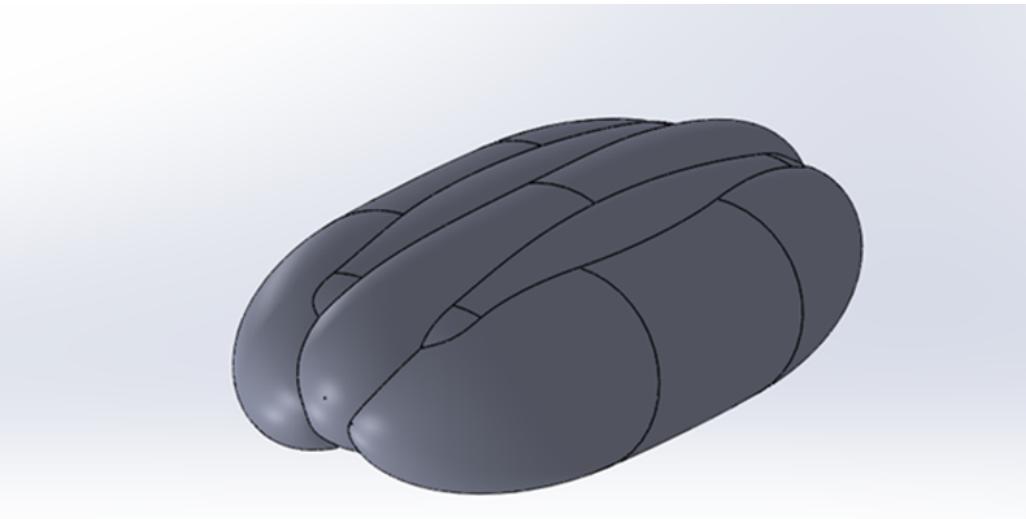
Tabella 3.1: *Dimensioni dirigibile.*

| | |
|--------------------|----------------------|
| Lunghezza del lobo | 130m |
| Diametro del lobo | 28m |
| Volume complessivo | 157944m ³ |

3.2 Analisi fluidodinamica

Dopo le stime effettuate tramite formule ricavate da letteratura, per verificare quanto ottenuto abbiamo svolto l'analisi numerica tramite il software di simulazione fluidodinamica *Star CCM+*.

Dal momento che il modello CAD sviluppato nel contesto strutturale (B.3) risultava troppo complesso per un'analisi aerodinamica, si è deciso di utilizzare un modello semplificato. In tal modo si evita l'insorgere di singolarità nella soluzione numerica come ad esempio spigoli vivi o superfici intersecatesi durante l'assemblaggio delle parti.

Figura 3.1: *Modello CAD.*

Chiaramente i risultati ottenuti saranno di conseguenza discordanti da quelli ottenuti dal codice Matlab contenente le formulazioni teoriche prese da letteratura.

3.2.1 Iter di Analisi

Procedendo all'analisi, sono stati seguiti i seguenti passaggi:

1. Preparazione di un modello CAD specifico per l'analisi CFD, evitando di creare punti che possano portare alla formazione di singolarità nella soluzione fluidodinamica ottenuta tramite software;
2. Pre-Processing: creazione del dominio di calcolo e della mesh superficiale necessaria alla risoluzione del campo di moto attorno al corpo, oltre che alla definizione delle condizioni al contorno e del modello di calcolo che si è deciso di adottare;
3. Run della simulazione;
4. Post-Processing: creazione di una scena scalare per la valutazione della distribuzione di pressione agente sulla superficie esterna del dirigibile e di report delle forze aerodinamiche.

3.2.2 Dominio

Dal momento che abbiamo supposto che la velocità massima di crociera del dirigibile rimanga in campo basso subsonico, il dominio di calcolo deve essere sufficientemente grande da poter valutare con accuratezza il campo di moto attorno al dirigibile.

Di conseguenza, abbiamo adottato un dominio con le seguenti dimensioni:

Tabella 3.2: *Dimensioni dominio.*

| | |
|------------------|--------|
| Lunghezza | 1000 m |
| Larghezza | 400 m |
| Altezza | 500 m |

Il dominio è stato creato in simmetria per non appesantire la potenza di calcolo richiesta dal software, mediante un opportuno "Symmetry Plane2". Successivamente sono state rinominate le facce del dominio, ponendo all'ingresso un "velocity inlet" e come uscita una "pressure outlet". Alle restanti pareti invece sono state associate delle condizioni di "wall".

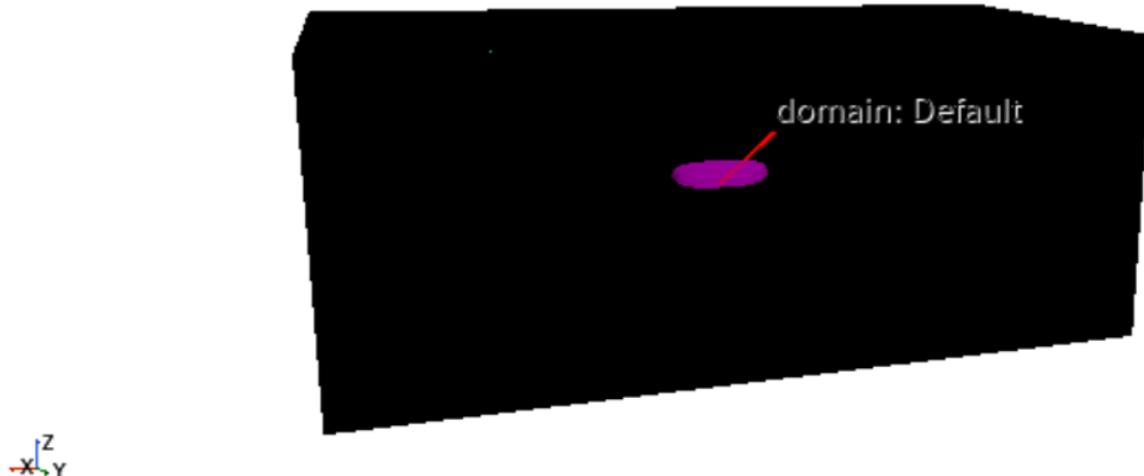


Figura 3.2: *Dominio di calcolo.*

3.2.3 Mesh

Vista la complessità della geometria e le elevate dimensioni del modello, si è deciso di effettuare una "mesh automatica" tramite l'ausilio del software, utilizzando i seguenti parametri:

- Base size: 1 m
- Surface Growth Rate: 1.3
- Minimum Surface Size: 0.1 m
- Maximum Cell Size: 100 m
- Number of Prism Layers: 5
- Prism Layer Total Thickness: 0.2 m

Mediante l'utilizzo di questi parametri sul dominio di calcolo, si è ottenuto un numero di celle pari a circa 5 milioni. Il che giustifica l'elevata potenza di calcolo necessaria ad eseguire un'analisi CFD accurata su velivoli di queste dimensioni.

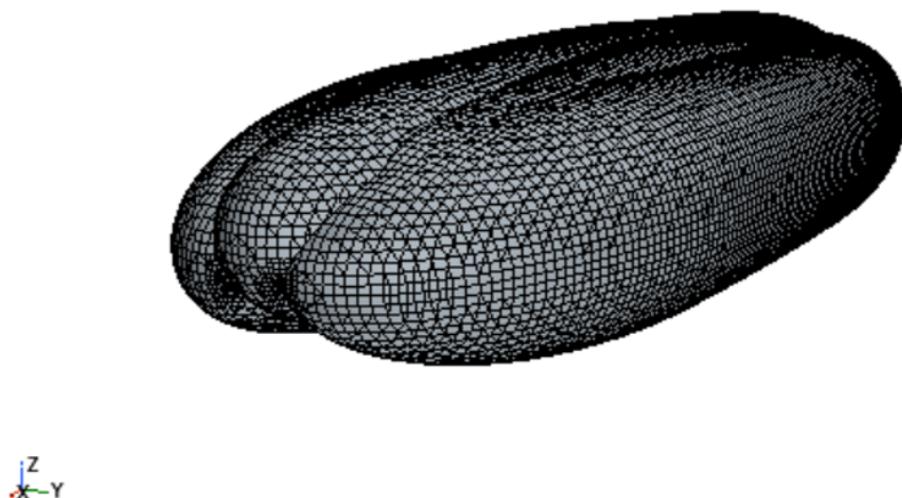


Figura 3.3: *Mesh superficiale.*

3.2.4 Fisica del modello

Per effettuare l'analisi è stato utilizzato il seguente modello fisico:

- RANS equations
- Steady
- Costant density (flusso incomprimibile)
- Segregated flow (risoluzione dell'equazione dell'energia in maniera disaccoppiata dall'equazione della quantità di moto, perché siamo in caso incompressibile)
- Flusso turbolento, utilizzando il modello $k - \omega SST$

Per quanto riguarda le proprietà del fluido, abbiamo considerato l'aria standard alla quota di crociera (1500 m), che possiede le seguenti proprietà:

Tabella 3.3: *Proprietà aria standard alla quota di crociera.*

| | |
|---------------------------|--|
| Velocità | $30.56 \frac{m}{s} (110 \frac{km}{h})$ |
| Densità | $1.18415 \frac{kg}{m^3}$ |
| Viscosità dinamica | $1.85508 \cdot 10^{-5} Pa \cdot s$ |

3.2.5 Analisi dei risultati: Post Processing

Nel "run" della simulazione abbiamo deciso di eseguire 1000 iterazioni che, per quanto possano essere un numero piuttosto basso, hanno comunque garantito la convergenza della soluzione, nonostante l'elevato costo computazionale dovuto alla complessità del modello.

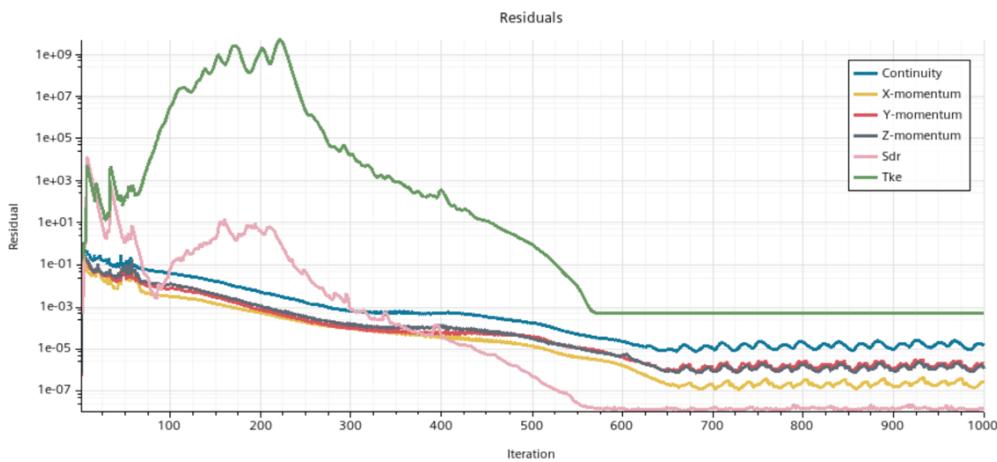


Figura 3.4: *Residui.*

Dalla visualizzazione dei residui è possibile osservare come sia stata raggiunta effettivamente la convergenza della soluzione. Sebbene sia presente un'iniziale divergenza associata all'energia cinetica turbolenta (Tke), stabilizzata dopo circa 550 iterazioni, la simulazione ha raggiunto un livello di residuo accettabile, con i residui associati allequazioni di continuità e di conservazione della quantità di moto arrivati a convergenza seppur con una certa lentezza.

Si è proceduto poi alla creazione di "monitor" che valutassero l'andamento di Lift e Drag all'avanzare delle iterazioni.

3.2.6 Valutazione Drag

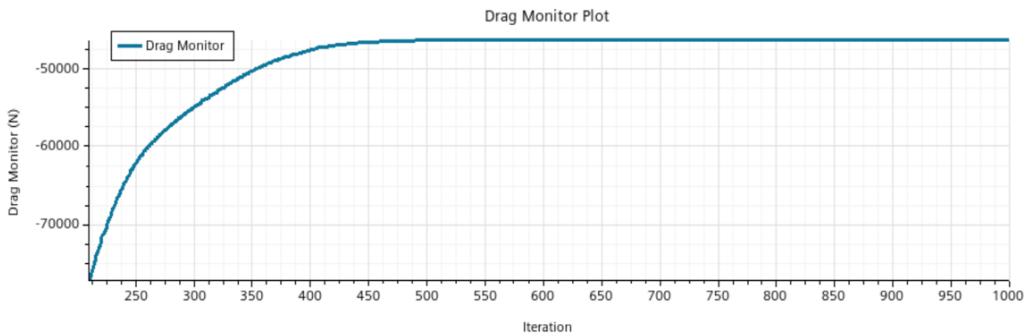


Figura 3.5: Convergenza Drag.

```
Component in direction: [ 1.000000e+00,  0.000000e+00,  0.000000e+00] in Laboratory coordinate system
Part      Pressure (N)   Shear (N)   Net (N)
-----
domain: Default -3.605278e+04 -1.031739e+04 -4.637017e+04
-----
Totals:      -3.605278e+04 -1.031739e+04 -4.637017e+04
Monitor value: -46370.17311919505
```

Figura 3.6: Risultati Drag.

Per il Drag si è ottenuto un valore di convergenza pari a

$$D = 46370.17 \text{ N}$$

Dal grafico risulta essere un valore negativo perché è stato preso come valore delle x positive quello nella direzione di avanzamento del dirigibile.

Il valore ottenuto risulta accettabile (in termini di ordine di grandezza) nel confronto con quanto determinato dalle formulazioni teoriche ricavate da letteratura. Tuttavia il suo valore assoluto risulta essere discordante dal momento che, in queste ultime, non si faceva riferimento alla forma aerodinamica del dirigibile, ma esclusivamente alle sue dimensioni.

3.2.7 Valutazione Lift

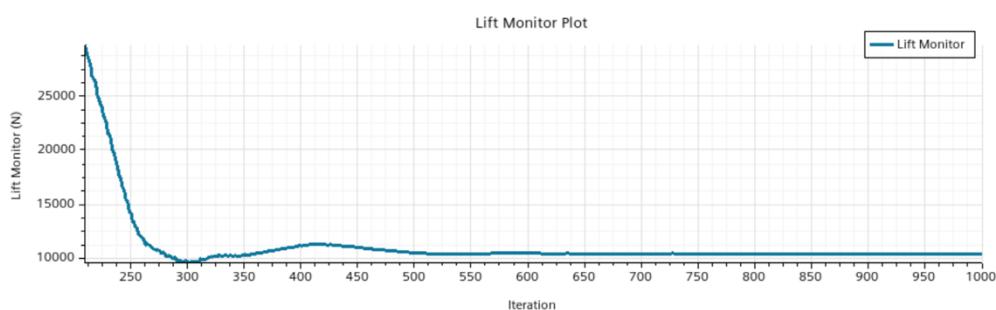


Figura 3.7: Convergenza Lift.

```
Component in direction: [ 0.000000e+00,  0.000000e+00,  1.000000e+00] in Laboratory coordinate system
Part      Pressure (N)   Shear (N)     Net (N)
-----
domain: Default  1.031851e+04  5.132235e+01  1.036983e+04
-----
Totals:        1.031851e+04  5.132235e+01  1.036983e+04

Monitor value: 10369.831213713152
```

Figura 3.8: *Risultati Lift.*

Per quanto riguarda il Lift, il risultato ottenuto risulta essere pari a

$$L = 10369.83 \text{ N}$$

Tale risultato è discordante da quanto ottenuto tramite formulazioni, dal momento che è stato adottato un modello semplificato (assenza di superfici portanti e impianto propulsivo) e che non risulta essere ottimizzato da un punto di vista aerodinamico, a discapito di una migliore capacità strutturale di sopportare i carichi. Il basso contributo di portanza aerodinamica è giustificato anche dal fatto che la geometria adottata è un corpo “quasi” simmetrico che, a incidenze praticamente nulle, genera contributi aerodinamici molto bassi. Infine, osserviamo che il basso contributo di portanza aerodinamica viene “compensato” dalla cosiddetta portanza di bouyancy, ovvero la forza di galleggiamento generata dall’elio contenuto all’interno del dirigibile stesso.

3.2.8 Valutazione C_D

Si è proceduto alla valutazione del C_D , andando ad adimensionalizzare la Drag ottenuta rispetto a dei valori di riferimento.

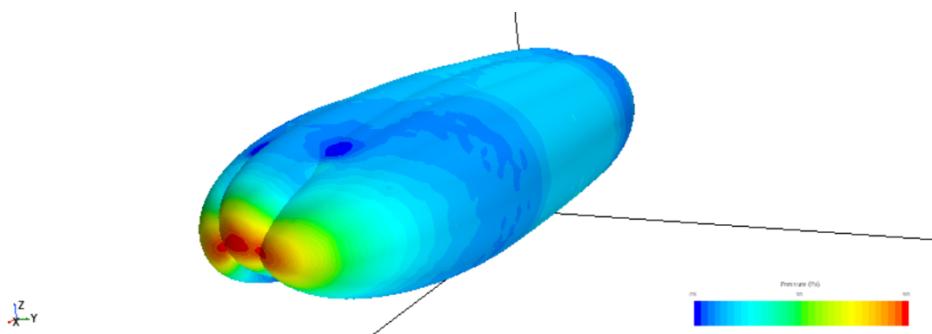
```
Component in direction: [-1.000000e+00,  0.000000e+00,  0.000000e+00] in Laboratory coordinate system
Part      Pressure     Shear     Net
-----
domain: Default  4.967692e-02  1.421627e-02  6.389319e-02
-----
Totals:        4.967692e-02  1.421627e-02  6.389319e-02

Monitor value: 0.06389318675491171
```

Figura 3.9: *Risultati CD.*

$$C_D = 0.0639$$

Tale valore risulta essere molto simile a quanto ottenuto da formulazione teorica, nonostante sia comunque possibile ridurre tale contributo ottimizzando la geometria adottata per l’analisi.

Figura 3.10: *Distribuzione di pressione.*

Capitolo 4

Propulsione

4.1 Analisi statistica

A seguito di una ricerca bibliografica sulle principali tipologie di propulsori utilizzati storicamente sui dirigibili, si è deciso di considerare tre alternative: motore a pistoni, turboshaft e turboprop. Si sono raccolti dati prestazionali relativi a potenza erogata, peso e consumo di propulsori realmente esistiti e appartenenti a queste tre categorie. In seguito, tramite codice Matlab, si sono interpolati i valori al fine di eseguire un'analisi statistica i cui risultati sono riportati nelle figure sottostanti.

In fase preliminare sono stati confrontati i consumi specifici delle tre categorie di motori concludendo che il motore a pistoni può essere escluso dall'analisi a causa della difficile reperibilità dei dati relativi all'SFC, che risulta anche superiore rispetto agli altri due tipi di motore.

Si sono quindi diagrammati gli andamenti statistici del consumo specifico e del peso in funzione della potenza e si è osservato che per i valori di potenza necessari alla propulsione del dirigibile, pari a 1150 kW per motore, è più conveniente l'impiego di un motore di tipo turboshaft. Infatti, come si può notare nelle figure 4.1 e 4.2 il turboshaft ha prestazioni migliori sia in termini di consumo specifico che di rapporto potenza/peso.

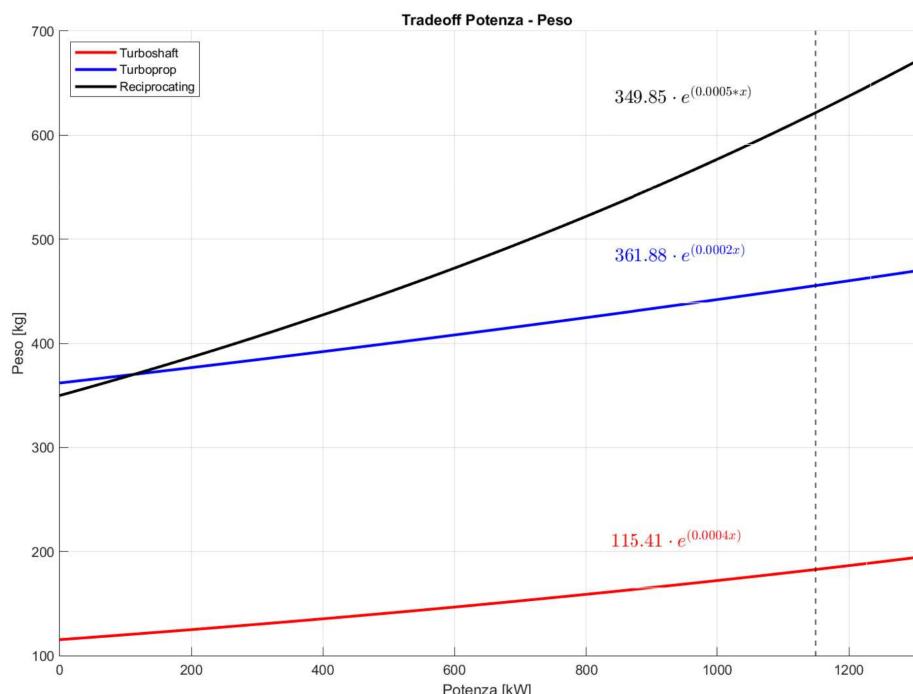


Figura 4.1: Analisi di trade-off per la potenza.

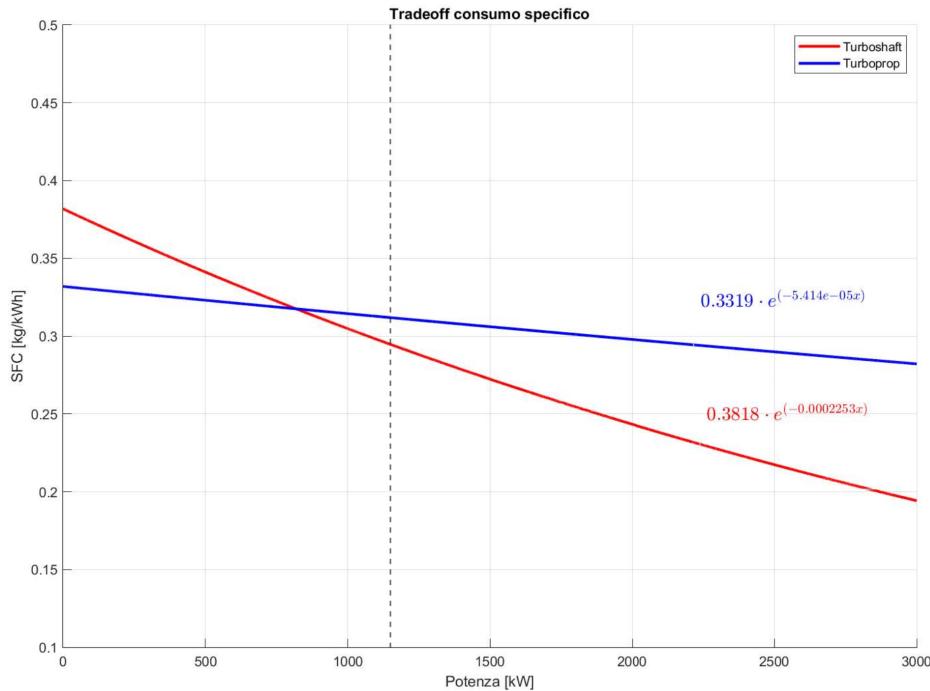


Figura 4.2: Analisi di trade-off per il consumo specifico.

4.2 Sistema di alimentazione

Dal budget di potenza si ricavano le potenze richieste dai sistemi e dalla propulsione

Tabella 4.1: Requisiti di potenza.

| | |
|--|---------|
| Potenza elettrica richiesta dai sistemi | 180 kW |
| Numero motori | 4 |
| Potenza richiesta al motore per la propulsione | 1150 kW |
| Spinta totale richiesta | 90 kN |

Per la generazione della potenza elettrica necessaria ad alimentare i sistemi e della potenza necessaria alla propulsione sono state prese in considerazione tre configurazioni. Per ogni configurazione si è scelto di adottare i pannelli solari per la generazione di almeno parte della potenza per ridurre l'impatto ambientale sfruttando l'ampia superficie disponibile sul trilobato. Le tre configurazioni analizzate sono:

- **all electric**, pannelli solari con fuel cell rigenerative;
- **ibrido con fuel cell**, pannelli solari con fuel cell rigenerative per la generazione di potenza elettrica e motori per la propulsione;
- **ibrido con batterie**, pannelli solari con batterie per la generazione di potenza elettrica per i sistemi e motori per la propulsione.

4.2.1 Risultati

I calcoli di dimensionamento sono riportati in appendice. In tabella 4.2 si riportano alcuni valori importanti calcolati nel dimensionamento delle tre configurazioni sulla base dei quali viene scelta la configurazione finale

Si scarta immediatamente la configurazione all electric a causa di una superficie richiesta per i pannelli non disponibile per il trilobato in fase di progetto, oltre ad un peso eccessivo per i pannelli

Tabella 4.2: Risultati del dimensionamento.

| | ALL ELECTRIC | RFC + MOTORE | BATTERIE + MOTORE |
|--------------------------------|------------------------|------------------------|------------------------|
| CPL | 22.19 W/m ² | 22.19 W/m ² | 27.82 W/m ² |
| S | 165000 m ² | 8200 m ² | 6470 m ² |
| Peso pannelli | 83 ton | 4000 kg | 3300 kg |
| Peso batterie | - | - | 25 ton |
| Peso fuel cell | 183 ton | 10 ton | - |
| Peso motore | TBD | 900 kg | 900 kg |
| Peso fuel | - | 15 ton | 15 ton |
| Peso sistema propulsivo | TBD | 30 ton | 45 ton |

stessi e le fuel cell. Si sceglie la configurazione **ibrida con fuel cell rigenerative** accettando di dover progettare il serbatoio di idrogeno ma installando circa la metà del peso al bordo.

4.3 Dimensionamento Elica

Avendo scelto di installare un motore turboshaft per la fornitura di potenza propulsiva al dirigibile, è ora necessario scegliere l'elica che permetta di realizzare le prestazioni richieste. I quattro motori devono generare una potenza propulsiva che vinca la resistenza aerodinamica sviluppata dal dirigibile, tenendo conto del rendimento propulsivo dell'elica che viene preliminarmente posto pari a $\eta_P = 0.65$. Nelle condizioni di massima velocità e quota nulla si ricava la massima potenza richiesta:

$$P_{R_{max}} = \frac{V_{max}(C_{D0} + KC_L^2)q_{max}Vol^{2/3}}{\eta_P} \quad (4.1)$$

Per il singolo motore:

$$P_{R_{max,e}} = \frac{P_{R_{max}}}{4} \quad (4.2)$$

Il punto di progetto scelto per l'elica è in condizioni di crociera a quota 1500 m e velocità 100 km/h. Si sceglie di utilizzare un'elica con tre pale posta in rotazione ad una velocità $n=10$ rps, considerando la presenza di un riduttore tra l'albero motore e l'albero dell'elica. Seguendo il procedimento riportato in [7] si procede con il calcolo del coefficiente di velocità C_S dal quale, sfruttando il grafico in figura 4.3 con $\beta = 20^\circ$, si ottiene il valore di J , parametro di design dell'elica.

$$C_S = \left(\frac{\rho V_{cr}^5}{P_{R_{max,e}} n^2} \right)^{1/5} \quad J = \frac{V_{cr}}{nD} \quad (4.3)$$

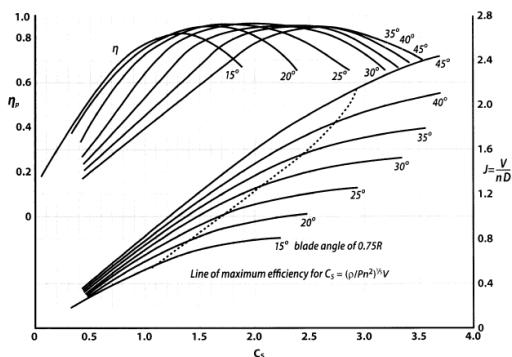


Figura 4.3: Design chart per un'elica a tre pale con profilo Clark-Y.

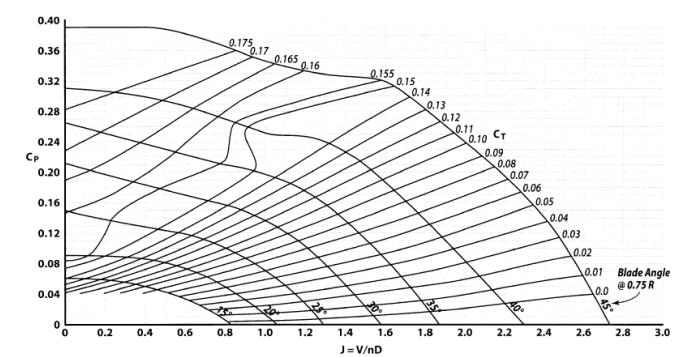


Figura 4.4: Performance chart per un'elica a tre pale con profilo Clark-Y.

Infine, noto J , si calcola il diametro $D = 7m$, dal quale si ottengono il coefficiente di spinta $C_T = 0.13$ e di potenza $C_P = 0.09$ dal grafico in figura 4.4. Il diametro ricavato implica che il numero di Mach all'estremità della pala, per una velocità di rotazione di 10 rps e una velocità di crociera di 100 km/h, sia pari a $M_{tip} = 0.66$ che risulta inferiore del valore massimo pari a $M_{tip,max} = 0.75$. Il raggiungimento del valore massimo porterebbe alla nascita di effetti transonici con conseguenti perdite di efficienza.

Conoscendo il diametro è possibile realizzare un modello dell'elica con il software OpenVSP. In questo modo si ricavano le reali prestazioni dell'elica a valle della scelta della forma in pianta della pala descritta tramite l'activity factor (AF). La forma in pianta deve essere adatta alle basse velocità di crociera del dirigibile, perciò tra le opzioni riportate in [8] si è scelto di realizzare la pala con AF=70. Vengono forniti in input al software i dati relativi al rapporto tra la corda e il raggio al variare del raggio stesso (tabella 4.3). La forma del profilo aerodinamico delle pale è stata scelta costante e di tipo Clark-Y.

Tabella 4.3: *Parametri relativi alla pala con AF=70 [8].*

| r/R | 0.20 | 0.25 | 0.30 | 0.35 | 0.40 | 0.45 | 0.50 | 0.55 | 0.60 | 0.65 | 0.70 | 0.75 | 0.80 | 0.85 | 0.90 | 0.95 | 1.00 |
|-----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| c/R | 0.040 | 0.088 | 0.120 | 0.142 | 0.154 | 0.158 | 0.150 | 0.140 | 0.130 | 0.120 | 0.110 | 0.100 | 0.092 | 0.082 | 0.072 | 0.062 | 0.052 |

Nei grafici in 4.6a, 4.6b si osserva che i valori di C_P e C_T ricavati dal software convergono, con un errore trascurabile e dovuto a stime iniziali, a quelli dedotti nel grafico in figura 4.4. Nelle figure 4.6c, 4.6d si evince, invece, che la spinta prodotta da una singola elica è pari a circa 42000N, con una potenza richiesta pari a 1850kW, entrambe al netto del rendimento propulsivo. Considerando le perdite si ottengono valori pari a $T = 27300N$ e $P = 1170kW$ che rendono l'elica adatta a vincere la resistenza aerodinamica del dirigibile. Infatti, il rendimento propulsivo era stato inizialmente stimato pari a 0.65 ma l'analisi condotta da OpenVSP ha fornito un valore di circa 0.62 (4.6e). Pur essendo minore rispetto al valore stimato, il rendimento propulsivo effettivo è accettabile in quanto la spinta e la potenza generate dall'elica rispettano i requisiti imposti.

Come si osserva in figura 4.5 si è scelto di intubare l'elica all'interno di una carenatura riducendo, così, le perdite di carico all'estremità delle pale e l'intensità dei vortici che causano il rumore. Questa configurazione agevola, inoltre, il thrust vectoring rendendo più agevoli le operazioni di manovra, stazionamento e decollo del dirigibile [9].

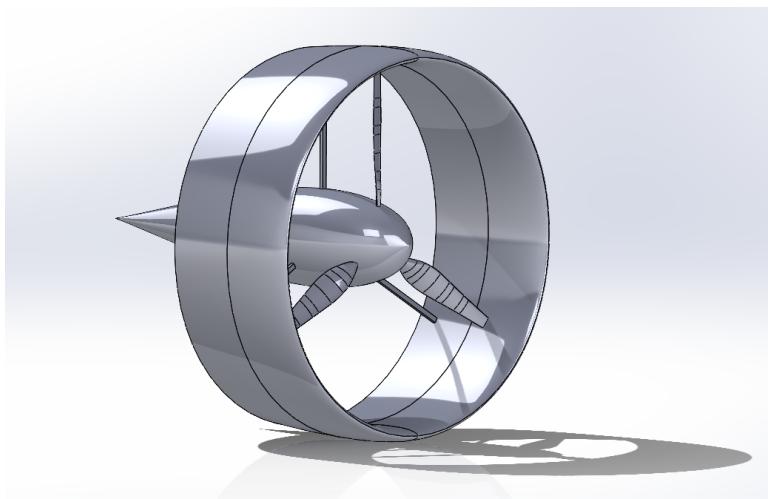


Figura 4.5: *CAD del motore.*

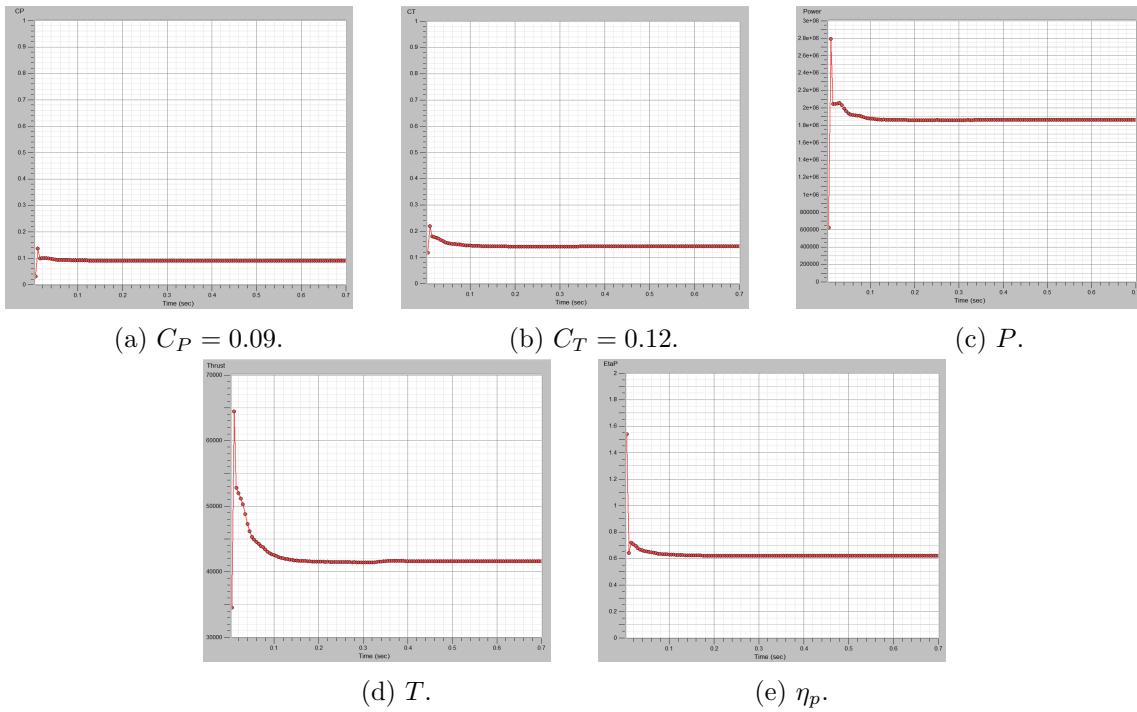


Figura 4.6: Grandezze in output da OpenVSP

4.4 Dimensionamento del serbatoio di idrogeno per le fuel cells

In seguito alla scelta della configurazione, si è passati al dimensionamento delle fuel cells tramite codice Matlab.

In tabella 4.4 vengono riportati i dati relativi alle fuel cells:

Tabella 4.4: Dati fuel cells e idrogeno.

| η_{FC} | E_{FC} [Wh/kg] | E_{hyd} [Wh/kg] | P_r [W] |
|-------------|--------------------|---------------------|-------------|
| 0.507 | 500 | $33 \cdot 10^3$ | 180000 |

- η_{FC} : è l'efficienza delle fuel cells
- E_{FC} : è l'energia specifica delle fuel cells
- E_{hyd} : è l'energia specifica dell'idrogeno
- P_r : è la potenza richiesta dai sistemi

In base a quanto riportato, è stata calcolata una massa di idrogeno gassoso necessaria pari a $m_{hydrogen} = 5.45\text{kg}$.

Per lo storage di idrogeno, esistono vari tipi di serbatoi che si differenziano in base alla pressione utilizzata per lo specifico campo di applicazione. A pressioni maggiori, il volume del serbatoio diminuisce, e quindi questo avrà meno peso ed ingombro, tuttavia cresceranno i rischi legati al trasporto di idrogeno. Tipicamente, per quanto riguarda applicazioni aerospaziali, il gas viene sottoposto a pressioni che vanno da un minimo di 200 bar, fino ad un massimo di 700 bar. Nel caso in esame, si è andati a diagrammare il volume che occuperebbe il tank al variare della pressione interna, che ha portato al seguente risultato

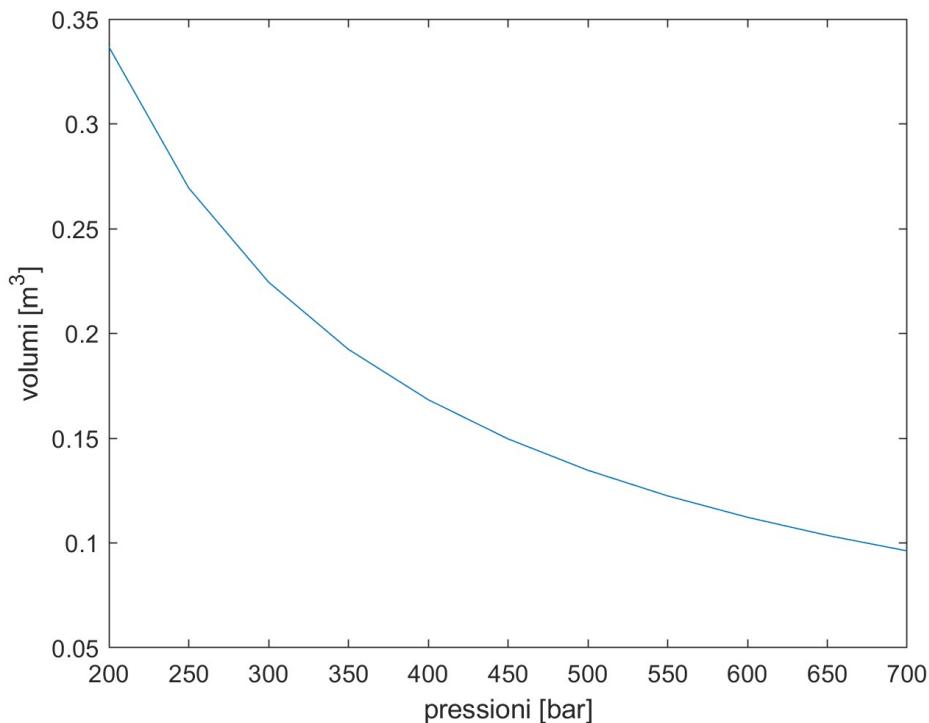


Figura 4.7: Volume del tank al variare della pressione.

Visto i rischi legati all'avere dei moduli ospedalieri all'interno del dirigibile, si è scelto di avere una maggiore affidabilità e sicurezza a scapito di un ingombro maggiore, per cui si è scelto di prendere in considerazione dei serbatoi con pressioni tra i 200 ed i 300 bar.

Esistono cinque diversi tipologie di tank per l'idrogeno:

- **Tipo I:** è costruito in acciaio o alluminio, può sopportare pressioni fino a circa 200 bar;
- **Tipo II:** è costituito da un liner interno di alluminio, rinforzato esternamente con fibre di vetro o di carbonio. Può sopportare pressioni fino a 300 bar;
- **Tipo III:** è fatto da un liner metallico e fibre di carbonio o vetro e riesce a sopportare pressioni fino a 700 bar in base al materiale del layer esterno considerato;
- **Tipo IV:** è realizzato con fibre di carbonio e un liner polimerico ed è in grado di sopportare fino a 700 bar;
- **Tipo V:** è un prototipo per applicazioni satellitari e ha un utilizzo limitato, in quanto prevede pressioni pari a 14 bar e come gas l'Argon.

Nel caso in esame si è scelto un serbatoio Type 3. Inoltre, per semplicità progettuale, si è optato per un modello già esistente: il V285C prodotto da Luxfer Gas Cylinders [10]:

Tabella 4.5: Specifiche V285C.

| Modello | Standard | Pressione [bar] | Diametro [mm] | Lunghezza [mm] | Peso [kg] | Volume [L] | Peso totale [kg] |
|---------|----------|-----------------|---------------|----------------|-----------|------------|------------------|
| V285C | NGV2-07 | 248 | 387 | 3048 | 90 | 285 | 147 |



Figura 4.8: Serbatoio di idrogeno V285C.

Andando ad inserire i dati relativi al tank scelto, si è ricalcolata la massa di idrogeno contenuta, che risultata pari a $m_{hydrogen} = 5.72\text{kg}$, maggiore di quella strettamente necessaria, per cui si avrà una massa di idrogeno di riserva pari a $m_{riserva} = 0.27\text{kg}$.

4.5 Scelta del motore

Dati i requisiti di potenza richiesta per la propulsione è stata selezionata la famiglia di motori Turboshaft CT7 di General Electric. La serie offre un'ampia gamma di varianti per diverse potenze e dimensioni. La variante selezionata ha prestazioni dell'ordine di quelle riportate in figura, prese come riferimento tra uno dei motori più innovativi della famiglia

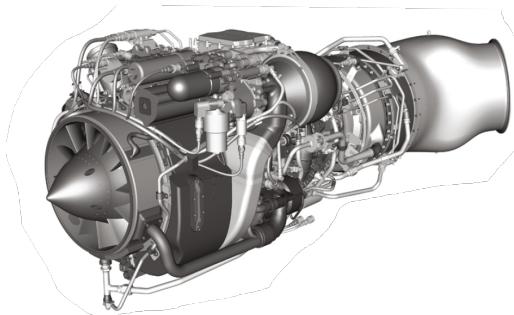


Figura 4.9: Tipologia motore.

Tabella 4.6: Prestazioni [11].

Performance Specifications (Sea level/standard day)

| Ratings | SHP | (kW) | SFC |
|----------------------------|-------|-------------------|-------|
| Contingency (2.5 min. OEI) | 1,915 | (1,428) | - |
| Maximum | 1,855 | (1,383) | 0.476 |
| Intermediate | 1,777 | (1,325) | 0.475 |
| Maximum continuous | 1,647 | (1,228) | 0.477 |
| Nominal Length | | 63.5 (161.3 cm) | |
| Nominal diameter | | 15.6 in (39.6 cm) | |
| Weight | | 502 lb (228 kg) | |

SHP – Shaft Horsepower

OEI – One Engine Inoperative

SFC – Specific Fuel Consumption in lb/SHP-hr ($\mu\text{g}/\text{J}$)

Performance being evaluated

Capitolo 5

Meccanica del volo

Quando si progetta un dirigibile, bisogna rispettare una serie di normative emanate dalla FAA nel documento *Airship Design Criteria* [12], necessarie alla certificazione del velivolo e quindi al suo utilizzo. Per ottenere la certificazione del dirigibile bisogna rispettare una serie di requisiti relativi alla stabilità, alla controllabilità e alla manovrabilità.

1. Si deve dimostrare che il velivolo sia controllabile verticalmente senza l'utilizzo dei motori e che si possa effettuare una "safe descent and landing".
2. Deve essere possibile stabilire una velocità di discesa pari a zero a un'altitudine adatta a un atterraggio controllato in seguito a un singolo guasto ai sistemi di controllo primari o ausiliari. I sistemi di controllo comprendono dispositivi meccanici ed elettrici.
3. Il dirigibile deve essere sufficientemente stabile su entrambi gli assi del beccheggio e dell'imbarcata in volo stazionario e non accelerato durante l'ascesa, la discesa e il volo livellato, quando viene utilizzato alle opportune velocità operative e con l'uso costante dei comandi della spinta ausiliaria e della portanza, in modo da garantire che il pilota non sia affaticato e distratto dai suoi normali compiti.
4. Le superfici di controllo e gli attuatori associati ad esse devono essere dimensionate in maniera opportuna in modo da evitare al pilota sforzi eccessivi. Pertanto, i comandi devono essere dimensionati considerando che il pilota possa applicare una forza compresa nel range presentato nella tabella presente in appendice E.1.
5. Durante la configurazione di volo livellato, deve essere valutata dal progettista la variazione del peso durante il volo tenendo in conto il progressivo consumo di combustibile e lubrificante dei motori. Può essere incluso in questo calcolo anche il possibile accumulo di acqua o neve sull'involucro del dirigibile.
6. Ogni parte del dirigibile deve essere priva di vibrazioni eccessive in qualsiasi condizione di velocità e potenza. Inoltre, in qualsiasi condizione di volo, il buffering non deve interferire con il controllo del dirigibile, non causare un eccessivo affaticamento dell'equipaggio e non provocare danni strutturali.

5.1 Stabilità statica: Dimensionamento preliminare degli impennaggi

La stabilità statica durante le fasi di volo in cui la velocità è diversa da zero è ottenuta tramite degli impennaggi di coda. Per la stima delle superfici in pianta dei piani di coda è stato utilizzato il metodo dei coefficienti di volume. In appendice E.1 si riportano i dati utilizzati per eseguire una regressione sui coefficienti di volume in relazione al volume dell'envelope per dirigibili di diverse dimensioni.

La trattazione separa la superficie complessiva orizzontale da quella verticale, in modo che sia possibile inclinare gli impennaggi mantenendo la stessa area proiettata sui due piani. Considerando che il volume dell'envelope è pari a $V_{env} = 4560000 \text{ ft}^3 \simeq 129124.82 \text{ m}^3$, i valori dei coefficienti di

volume orizzontale e verticale sono

$$C_{HT} = -0.0051x + 0.0717 = 0.0706 \quad (5.1)$$

$$C_{VT} = -0.0049x + 0.0641 = 0.0630 \quad (5.2)$$

dove $x = 10^6 / V_{env}$ [1/ft³]

Assumendo la distanza l_t tra baricentro e quarto anteriore della corda media degli impennaggi pari al 40% della lunghezza l_b di tutto il dirigibile ($l_t = 0.4 l_b = 52.176 \text{ m} \simeq 171.18 \text{ ft}$) le superfici complessive nei piani orizzontale e verticale si ottengono in questo modo

$$S_{HT} = \frac{C_{HT} l_b V_{env}^{2/3}}{l_t} = 4852.23 \text{ ft}^2 \simeq 450.79 \text{ m}^2 \quad (5.3)$$

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} l_b V_{env}^{2/3}}{l_t} = 4332.77 \text{ ft}^2 \simeq 402.53 \text{ m}^2 \quad (5.4)$$

Per motivi di ingombro quando il dirigibile è al suolo si è deciso di usare quattro impennaggi, i due superiori inclinati di 30° rispetto al piano verticale di simmetria e i due inferiori inclinati di 60°. Imponendo questo vincolo e note le aree proiettate totali S_{HT} e S_{VT} , si ottengono le superfici dei singoli impennaggi, rispettivamente si riportano i valori per un impennaggio superiore e un impennaggio inferiore

$$S_{sup} = 1326.175 \text{ ft}^2 \simeq 123.21 \text{ m}^2 \quad S_{inf} = 2035.777 \text{ ft}^2 \simeq 189.13 \text{ m}^2 \quad (5.5)$$

Assumendo una forma trapezoidale e un angolo di freccia di circa 23° per tutti gli impennaggi si ottengono le seguenti caratteristiche geometriche:

Tabella 5.1: *Caratteristiche geometriche degli impennaggi.*

| | Inferiore | Superiore |
|------------------------------|-----------|-----------|
| Inclinazione [°] | 60 | 30 |
| Superficie [m ²] | 189.13 | 123.21 |
| Freccia [°] | 22.8 | 23.16 |
| Apertura alare [m] | 15 | 12 |
| Corda alla radice [m] | 15.76 | 12.83 |
| Corda all'estremità [m] | 9.46 | 7.70 |
| Aspect ratio | 1.19 | 1.17 |
| Taper ratio | 0.6 | 0.6 |

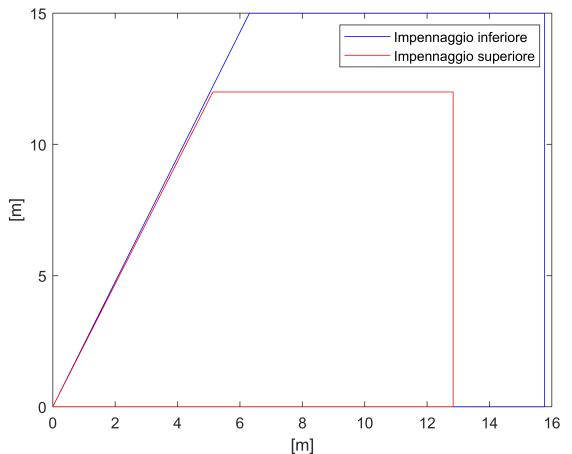


Figura 5.1: *Dimensioni impennaggi superiori e inferiori.*

5.2 Stabilità dinamica

Per studiare la stabilità dinamica del dirigibile sarebbero necessarie le derivate aerodinamiche che però non è possibile ottenere se non tramite prove in galleria del vento e CFD ad un livello più avanzato, pertanto si è proceduto utilizzando derivate aerodinamiche ricavate da base statistica.

Il metodo impiegato resta valido per le successive iterazioni del progetto in seguito alla fase concettuale, in cui si possono sostituire le derivate che compaiono nelle matrici di stato con i nuovi valori più attendibili.

Il metodo in questione prevede la rappresentazione del sistema dinamico nello spazio di stato (state-space)

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (5.6)$$

Dove la matrice di stato A e la matrice di input B sono determinate risolvendo le equazioni del moto in cui le accelerazioni \dot{x} (traslazionali e rotazionali) sono esplicitate in funzione degli stati x .

Come nel caso del velivolo convenzionale ad ala fissa, anche per il dirigibile è possibile separare i modi della dinamica longitudinale da quella latero-direzionale nell'ipotesi di piccole perturbazioni per andare ad osservare la risposta libera del sistema in termini di pulsazione naturale ω_n e coefficiente di smorzamento ζ , cioè dopo aver trovato gli autovalori λ della matrice A . Per ogni piano le matrici di sistema sono esplicitate in Appendice B.

5.2.1 Dinamica latero-direzionale

Il vettore di stato è costituito dalla componente laterale v della velocità V_∞ e la velocità angolare di imbardata r . Il vettore di input contiene la deflessione del timone, ma verrà posto pari a zero perché si vuole osservare la risposta libera $\delta_r = 0$.

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} v \\ r \end{bmatrix} + B[\delta_r] \quad (5.7)$$

| λ | ω_n | ζ |
|-----------|------------|---------|
| 0.0217 | 0.0217 | -1 |
| -0.664 | 0.664 | 1 |

La dinamica latero-direzionale presenta due modi accoppiati del primo ordine che sono quello di imbardata, lento ma instabile, e quello di sideslip, più veloce e stabile. Il tempo di raddoppio del modo di imbardata è di circa 30 secondi, ben più che accettabile per il pilota.

5.2.2 Dinamica di rollio

Il vettore di stato è definito dalla velocità angolare di rollio p e dall'angolo di bank ϕ .

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} p \\ \phi \end{bmatrix} + B[\delta_r] \quad (5.8)$$

| λ | ω_n | ζ |
|---------------|------------|---------|
| -0.304+i0.403 | 0.504 | 0.602 |
| -0.304-i0.403 | 0.504 | 0.602 |

Il modo di rollio è del secondo ordine e presenta due autovalori complessi coniugati. Si tratta di un modo stabile e veloce dovuto all'effetto pendolo causato dal posizionamento del baricentro al di sotto del centro di galleggiamento.

5.2.3 Dinamica longitudinale

Il vettore di stato è costituito dalla componente verticale della V_∞ cioè w , la velocità angolare di beccheggio q e l'angolo di assetto θ . L'input è la deflessione dell'equilibratore δ_e che anche in questo caso è posta uguale a zero.

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + B[\delta_e] \quad (5.9)$$

| λ | ω_n | ζ |
|-----------------|------------|---------|
| -0.0549+i0.0832 | 0.0996 | 0.551 |
| -0.0549-i0.0832 | 0.0996 | 0.551 |
| -0.452 | 0.452 | 1 |

La dinamica longitudinale presenta un modo di beccheggio stabile del secondo ordine caratterizzato da una coppia di autovalori complessa coniugata, molto lento, che è dovuto anche questo all'effetto pendolo, e un modo di plunge verticale stabile e veloce.

Capitolo 6

Sistemi e Avionica

6.1 Sistema di carico e scarico

Il sistema di carico e scarico del payload è stato progettato in modo da poter effettuare il posizionamento a terra dei moduli ospedalieri e del personale a bordo attraverso una piattaforma calata attraverso funi e argani precedentemente analizzati.

La fase di scarico avviene successivamente alla fase di posizionamento del dirigibile ad una certa distanza dal terreno nella quale vi stazionerà almeno per tutta la durata della fase di scarico. La piattaforma, una volta adagiata al terreno, sarà dotata di rulli (rappresentata in fig. 6.1) ed una rampa, necessari per consentire un rilascio facilitato del cargo.



Figura 6.1: Sistema rulli dedicati allo scarico.

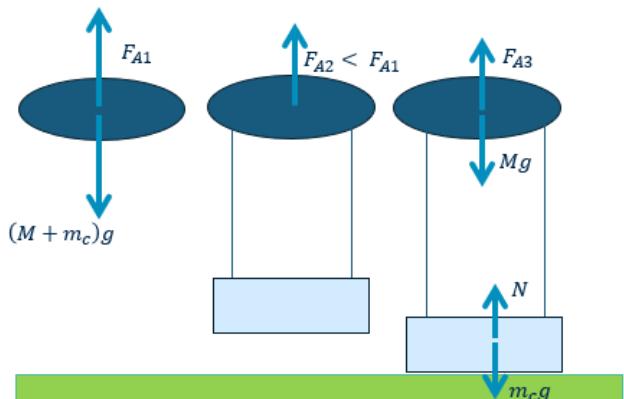


Figura 6.2: Schema delle forze.

Considerato l'elevato peso del payload, durante la fase di scarico a terra bisogna fare in modo che esso venga adagiato lentamente al terreno e che si gestiscano le varie forze agenti sul dirigibile in modo da evitare uno sbilanciamento delle stesse sull'asse verticale. Più in dettaglio, una volta che la piattaforma è adagiata al terreno, il suo peso sarà scaricato a terra. Nell'equilibrio delle forze sul dirigibile verrà, quindi, a mancare la componente relativa al peso della piattaforma che dovrà essere compensata attraverso una riduzione della Buoyancy Lift. Nella fig. 6.2 è rappresentata la procedura di scarico della piattaforma con le forze agenti sul dirigibile nelle varie fasi.

6.2 Avionica

Il sistema avionico del dirigibile deve contenere tutti i componenti necessari alla navigazione, alla comunicazione, nonché alla sua identificazione e sorveglianza. Di seguito vengono riportati i componenti

principali, tra cui:

- Inertial Navigation System: sistema di navigazione che utilizza misurazioni inerziali per determinare la posizione, l'orientamento e la velocità del dirigibile, senza dipendere da informazioni esterne come segnali GPS o punti di riferimento esterni.
- Autopilota
- Altimetro e variometro: necessari per la stima della quota e sulla sua variazione nel tempo;
- Flight Data Recorder (FDR) e Cockpit Voice Recorder (CVR): dispositivi che registrano informazioni cruciali sul dirigibile durante il volo e sono fondamentali per l'analisi del volo in caso di failure.
- Air Data Computer: elabora e fornisce informazioni relative all'aria, come velocità dell'aria, altitudine, e altre grandezze aerodinamiche. Questi dati sono essenziali per il pilotaggio del velivolo.
- Intercom: sistema che consente la comunicazione vocale tra i membri dell'equipaggio a bordo.
- Dispositivi per le comunicazioni in UHF e VHF (transponder, receiver e antenne): generalmente, si montano 4 radio VHF, 3 Intercom e 9 Transponder
- Radar meteo
- Flight Control System: necessario per la gestione e il controllo delle superfici di controllo del dirigibile per mantenere la sua stabilità, direzione e altitudine durante tutte le fasi del volo.
- Sistema di luci anticollisione: costituito da una o più luci situate in modo tale da non compromettere la visione dei membri dell'equipaggio. Il fascio di luci deve essere indirizzato in modo tale che qualsiasi aeromobile voli nelle vicinanze non attraversi la traiettoria del dirigibile. Il sistema deve illuminare le zone vitali del dirigibile, esempi di punti di installazione sono le estremità degli impennaggi, degli stabilizzatori, estremità dell'involucro anteriore e posteriore. Il campo di copertura del sistema in esame deve estendersi in ogni direzione entro almeno 75° sopra e sotto il piano orizzontale del dirigibile.

Per il corretto funzionamento di questi dispositivi, è stato stimato un consumo complessivo di 4 kW. L'equipaggiamento avionico è soggetto a frequenti manutenzioni, quindi tutti i dispositivi devono essere localizzati in modo da essere facilmente accessibili. Inoltre, ogni componente deve essere posizionato in modo tale da non dover rimuovere un altro pezzo funzionante per eventualmente sostituire quello danneggiato.

Si riporta di seguito una tabella riepilogativa con il peso dei componenti implementati:

Tabella 6.1: *peso dei componenti implementati.*

| Componente | Peso [kg] |
|----------------------|-----------|
| Intercom System | 8.7 |
| VHF/UHF | 20 |
| INS | 110 |
| Autopilota | 76.4 |
| Air Data Computer | 6.3 |
| Altimetro | 17.3 |
| Radar | 11.3 |
| Flight Data Recorder | 7.1 |

Bibliografia

- [1] Grant E Carichner e Leland M Nicolai. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Volume 2—Airship Design and Case Studies*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, Inc., 2013.
- [2] Sidney Chocron et al. «Transitioning a unidirectional composite computer model from mesoscale to continuum». In: *EPJ Web of Conferences*. Vol. 94. EDP Sciences. 2015, p. 04048.
- [3] L. Gilson et al. «On analysis of deformation and damage mechanisms of DYNEEMA composite under ballistic impact». In: *Composite Structures* 253 (2020), p. 112791. ISSN: 0263-8223. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.112791>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822320327173>.
- [4] Michaël Bruyneel et al. «Design and sizing of an airship supported by CAE». In: *NAFEMS World Congress*. 2019.
- [5] URL: https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexWeb_AluminumFlexCore_DataSheet.pdf.
- [6] URL: <https://emce.com/datasheet/EMSB309E>.
- [7] Grant E. Carichner. *Airship Design and Case Studies*. AIAA Education Series, 2013.
- [8] Zhenchen Liu et al. «Experimental investigations on high altitude airship propellers with blade planform variations». In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 232.16 (2018), pp. 2952–2960.
- [9] Galina Ilieva et al. «A critical review of propulsion concepts for modern airships». In: *Open Engineering* 2.2 (2012), pp. 189–200.
- [10] *Luxfer Gas Cylinders*. URL: <https://luxfercylinders.com/specifications/>.
- [11] URL: www.ge.com/aviation.
- [12] Federal Aviation Administration. *Airship Design Criteria*. FAA-P-8110-2. 1995. URL: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/aircraft/air_cert/design_approvals/airships/aceAirshipDesignCriteria.pdf.
- [13] Loharkar Shubham Anil, Alap Kshirsagar e Rajkumar S Pant. «Design and Fabrication of a Portable Semi-Rigid Airship». In: *The Institution of Engineers (India)* (), p. 45.
- [14] T Miller e M Mandel. «Airship Envelopes: Requirements, Materials and Test Methods, ILC Dover». In: *Inc Zeppelin Luftschifftechnik GmbH* (2001).
- [15] Casey Stockbridge, Alessandro Ceruti e Pier Marzocca. «Airship research and development in the areas of design, structures, dynamics and energy systems». In: *International Journal Aeronautical and Space Sciences* 13.2 (2012), pp. 170–187.
- [16] Huw Charles Davies et al. «Design, development, and manufacture of an aluminium honeycomb sandwich panel monocoque chassis for Formula Student competition». In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering* 226 (2012), pp. 325–337. URL: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:55560913>.
- [17] URL: https://iol.unibo.it/pluginfile.php/360198/mod_unibores/content/0/Esercitazioni%20MAM%202019%20-%20Progettazione%20di%20un%20paranco%20elettrico.pdf.

- [18] URL: https://www.tecnofuni.com/pdf/Funi_Acciaio.pdf.
- [19] Adam B. Phillips Michael A. Scarpulla Brian McCandless. *CdTe-based thin film photovoltaics: Recent advances, current challenges and future prospects*. 2023.
- [20] Ian Jakupca. *Fuel Cell Research and Development for Earth and Space Applications*. NASA, 2018.
- [21] D.J. Bents. *Solar Airplanes and Regenerative Fuel Cells*. NASA Glenn Research Center at Lewis Field, 2007.
- [22] Eduardo Francisco Salles Bento Silva de Mattos Ney Rafael Secco. *Optimal Design of a High-Altitude Solar-Powered Unmanned Airplane*. Journal of Aerospace Technology e Management, 2013.
- [23] Mike Burden, Roy McCarthy e Brian Wiggins. «Advanced polymer composite propeller blades». In: *Aerospace Materials* (2001).

Appendice A

Mis^sione

All'interno di questa appendice si intende andare ad analizzare come è strutturato l'ospedale da campo; nello specifico, si andrà ad analizzare il materiale con il quale è stato progettato e in seguito si procede a trattare in dettaglio le componenti che contiene ciascun modulo, il relativo peso, le dimensioni e il costo.

A.1 Struttura dell'ospedale

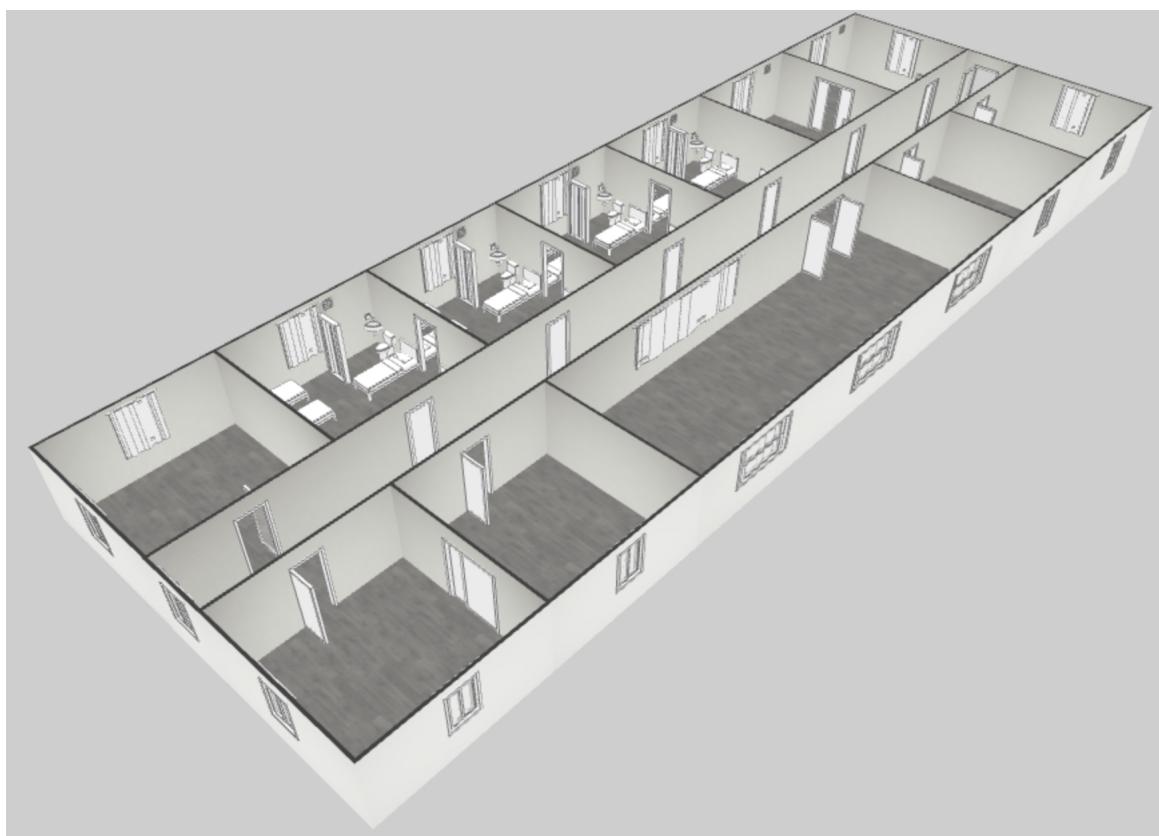


Figura A.1: *Render 3D dell'ospedale.*

Le pareti dei moduli dell'ospedale da campo sono costruite con due lamine di acciaio, ciascuna spessa 0.4 mm, e sono riempite con uno strato isolante di poliuretano di 80 mm. Il calcolo del volume dell'acciaio utilizzato per le pareti può essere eseguito, tenendo conto delle dimensioni del modulo e del numero di pareti, come segue:

Le pareti dei moduli dell'ospedale da campo sono costruite con due lamine di acciaio, ciascuna spessa 0.0004 m, e sono riempite con uno strato isolante di poliuretano di 0.08 m. Il calcolo del volume

dell'acciaio utilizzato per le pareti può essere eseguito come segue:

$$\text{Acciaio (volume)} = 0.0004\text{m} \times 2\text{m} \times (5\text{ m} \times 5\text{ m} + 5\text{ m} \times 2.5\text{ m} \times 4) = 0.06\text{ m}^3$$

Per quanto riguarda i soffitti, essi sono realizzati con due lamine di acciaio, rispettivamente spesse 0.006m m e 0.004m m, e contengono anch'essi uno strato isolante di poliuretano di 0.08 m. Il calcolo del volume dell'acciaio utilizzato per i soffitti può essere eseguito come segue:

$$\text{Acciaio (volume)} = (0.006\text{m} + 0.004\text{m}) \times (5\text{ m} \times 5\text{ m}) = 0.025\text{ m}^3$$

In totale, considerando pareti e soffitti, l'acciaio utilizzato è pari a $0.06\text{m}^3 + 0.025\text{m}^3 = 0.085\text{ m}^3$.

Per quanto riguarda l'isolante poliuretanico, il calcolo del volume totale è dato dalla somma dei volumi utilizzati per pareti e soffitti:

$$\text{Isolante (volume)} = 0.001\text{m} \times (5\text{ m} \times 5\text{ m} + 5\text{ m} \times 2.5\text{ m} \times 4\text{m}) = 8\text{ m}^3$$

Questi calcoli forniscono una stima del materiale utilizzato nella costruzione delle pareti e dei soffitti dei moduli dell'ospedale da campo. Di seguito è riportata un'immagine esemplificativa di come sono costituite le pareti e il soffitto.

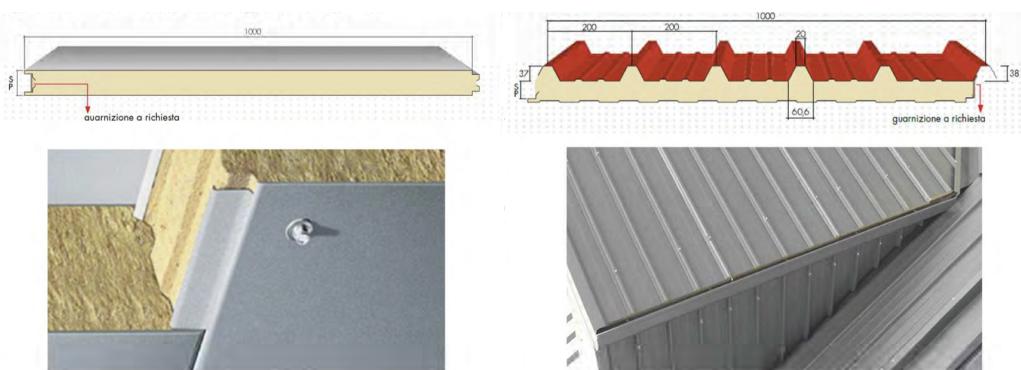


Figura A.2: Struttura di pareti e soffitti dell'ospedale.

A.2 Analisi dei moduli

In questa sezione è presentata una veduta in pianta dell'ospedale da campo, elaborata mediante l'uso di un software di progettazione. L'immagine mira a illustrare la disposizione dei moduli all'interno della struttura ospedaliera. Un corridoio centrale è stato progettato per agevolare il transito all'interno dell'ospedale, facilitando le operazioni e ottimizzando la fruibilità degli spazi.

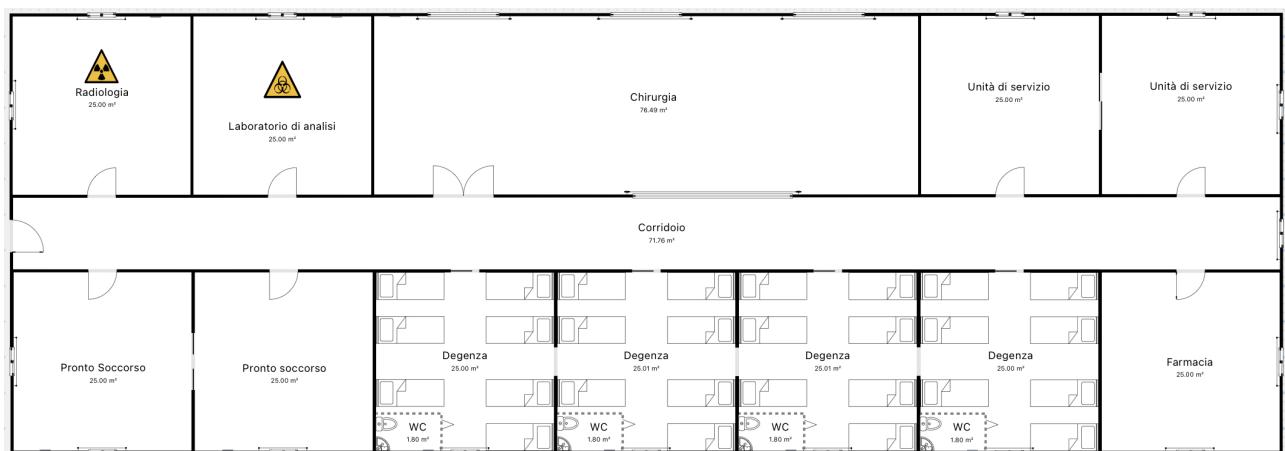


Figura A.3: Veduta in pianta dell'ospedale da campo.

A.2.1 Dettaglio dei moduli

Di seguito, vengono dettagliati con precisione i componenti presenti all'interno di ciascun modulo, offrendo una panoramica chiara e dettagliata della disposizione interna dell'ospedale.

Tabella A.1: *Modulo di farmacia.*

| Componente | Qnt. | Nome | Peso netto (kg) | Peso Lordo (kg) | Dim. WxDxH (cm ³) | Costo (€) |
|--------------------------|------|---------------------------|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|
| Frigorifero | 1 | MED 520 Pro-Active | 145 | 168 | 77x76x196 | 6650 |
| Congelatore | 1 | Froster MED 95 Pro-Active | 50 | 59 | 54x53.5x82 | 3500 |
| Computer | 1 | TS-2945-10 | 4 | 4 | 30x22x5.3 | N/A |
| Armadio | 4 | SIGMA Armadio | 58,2 | 62 | 92x45x195 | 215 |
| Unità di sterilizzazione | 2 | Cliniclave 45 M | 70 | | 65x160x163 | N/A |
| Superficie di lavoro | 1 | Tavolo Alto Evolution | 20 | | 180x60x105.6 | 350 |

Tabella A.2: *Modulo di chirurgia.*

| Componente | Qnt. | Nome | Peso netto (kg) | Peso Lordo (kg) | Dim. WxDxH (cm ³) | Costo (€) |
|----------------------------------|------|-------------------------------------|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|
| Tavolo operatorio idraulico | 1 | FM300 | 247 | | 200x50x78 | 5300 |
| Defibrillatore con monitor | 1 | Lifepak 15 V4 | 7,9 | | 40x23x32 | 17000 |
| Rianimatore | 1 | Rianimatore BOL First Aid 5 | 2,5 | | 52x43x14 | 145 |
| Unità di monitoraggio | 1 | Monitor Multiparametrico I-Medik G3 | 2,4 | 3,2 | 34.5x16.5x24 | 1200 |
| Negativoscopio | 1 | X-Ray Viewer Negatoscope(M) | 3 | | 60x1.6x40 | N/A |
| Lampada scialitica | 1 | LP0911 | 17 | | diametro 43 cm | 3600 |
| Frigorifero per banco del sangue | 1 | XC-618L | 218 | 310 | 81.8x94.2x197.8 | 2150 |
| Sfigmomanometro | 1 | OMRON M3 | 0,48 | | N/A | 60 |

Tabella A.3: *Modulo di unità di servizio.*

| Componente | Qnt. | Nome | Peso netto (kg) | Peso Lordo (kg) | Dim. WxDxH (cm ³) | Costo (€) |
|------------|------|------|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|
|------------|------|------|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|

| | | | | | | |
|--|---|------------------------------------|-------|-----|-------------|-----|
| Bagno (<i>toilet + lavandino + doccia</i>) | 1 | Box doccia, sanitari, lavandino | 152 | N/A | N/A | 944 |
| Cucina | 1 | Cucina in kit delinia | 104,5 | N/A | 120x120x220 | 300 |
| Letto a castello 3 posti | 2 | Dallas triple bunk bed | 100 | N/A | 100x205x195 | N/A |

Tabella A.4: *Modulo di radiologia.*

| Componente | Qnt. | Nome | Peso netto (kg) | Peso Lordo (kg) | Dim. WxDxH (cm ³) | Costo (€) |
|----------------|------|--------------------------------|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|
| Unità raggi x | 1 | Micro Rover X | 95 | 105 | N/A | N/A |
| Negativoscopio | 1 | X-Ray Viewer Negatoscope(M) | 3 | N/A | 60x1.6x40 | N/A |

Tabella A.5: *Modulo di laboratorio di analisi.*

| Componente | Qnt. | Nome | Peso netto (kg) | Peso Lordo (kg) | Dim. WxDxH (cm ³) | Costo (€) |
|-----------------------------------|------|---|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|
| Centrifuga per uso ematologico | 1 | Cellspin 3 Cyto | 32 | | 40.5xN/Ax32.5 | 5050 |
| Lavatrice | 1 | Lavatrice-Sterilizzatrice Medica P-84 | 55 | | 52.7x69x40 | N/A |
| Microscopio binoculare | 1 | Bresser Stereomicroscopio Researcher LED 20x-80 | 2,3 | | 13.9x20x34.5 | 200 |
| Agitatore magnetico riscaldato | 1 | ARGOlab | 2,8 | | 28x16x6.5 | 280 |
| Spettrofotometro visivo | 1 | Cary 60 UV-vis spectrophotometer | 18 | | 47.7x56.7x19.6 | N/A |
| Analizzatore di sangue e urina | 1 | Allegro | 10,43 | | 20.32x38.1x35.6 | N/A |
| Contatore emocitometrico | 1 | Contatore JSQA | 0,6 | | 22x16x7.8 | 80 |
| Sistema completo di elettroforesi | 1 | ELFH-400-001 | 1,2 | | 10.5x36.5x5.5 | 390 |
| Unità fotometrica di fiamma | 1 | FF-20 | 8 | | 42x36x30 | 5230 |

Tabella A.6: *Modulo di pronto soccorso.*

| Componente | Qnt. | Nome | Peso netto (kg) | Peso Lordo (kg) | Dim. WxDxH (cm ³) | Costo (€) |
|-----------------------------------|------|--|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|
| Lampada scialitica | 1 | LP0911 | 17 | N/A | diametro 43 cm | 3600 |
| Unità radiologica dentale | 1 | Dentale Radiografia Endorale Portatile | 1,8 | N/A | 21x14.5x14 | 2160 |
| Negativoscopio | 1 | X-Ray Viewer Negatoscope(M) | 3 | N/A | 60x1.6x40 | N/A |
| Frigorifero | 1 | MED 520 Pro-Active | 145 | 168 | 77x76x196 | 6650 |
| Unità di sterilizzazione | 2 | Cliniclave 45 M | 70 | N/A | 65x160x163 | N/A |
| Sistema completo di elettroforesi | 1 | ELFH-400-001 | 1,2 | N/A | 10.5x36.5x5.5 | 390 |
| Unità fotometrica di fiamma | 1 | FF-20 | 8 | N/A | 42x36x30 | 5230 |

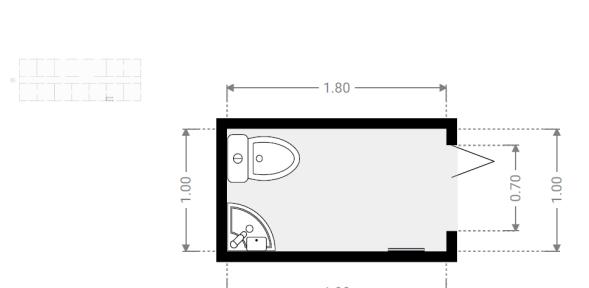
Tabella A.7: *Modulo di degenza.*

| Componente | Qnt. | Nome | Peso netto (kg) | Peso Lordo (kg) | Dim. WxDxH (cm ³) | Costo (€) |
|--|------|---|-----------------|-----------------|-------------------------------|-----------|
| Bagno (<i>toilet + lavandino + doccia</i>) | 1 | Box doccia, sanitari, lavandino | 152 | N/A | N/A | 944 |
| Letto | 16 | Letto per degenza manuale con materasso anti decubito | 42 | N/A | 92x206x45 | 650 |

Per questo modulo è stata eseguita un'analisi più approfondita per quanto riguarda la disposizione dei letti e del bagno in quanto, come già specificato nella sezione precedente, la degenza ospita gli spazi in cui sono ricoverati e assistiti i pazienti ed è pertanto un reparto fondamentale all'interno dell'ospedale.

▼ Degenza
Ground Floor

(a) Dettaglio della degenza - Stanza

▼ WC
Ground Floor

(b) Dettaglio della degenza - Bagno

Figura A.4: Dettagli delle degenze

Appendice B

Materiali e Strutture

B.1 Scelta dei materiali

In questa sezione è riportato l'iter logico per la scelta dei materiali che compongono il multistrato dell'envelope.

B.1.1 Requisiti

Durante l'analisi preliminare, risulta di particolare importanza definire la configurazione del materiale che compone l'envelope.

Di seguito è stata riportata la lista di requisiti e le caratteristiche rilevanti per la scelta di questo materiale, ricavati da [13] e [14]:

- alta resistenza alla trazione;
- alto rapporto resitenza/peso;
- bassa permeabilità ai gas LTA (Lighter Than Air gas);
- basso creep;
- basso peso;
- alta resistenza alla frattura;
- buona adesione;
- resistenza alla degradazione ambientale;
- buona resistenza alla flessione e all'abrasione;
- capacità di tenuta del gas;
- minimizzazione dei costi.

A seguito della definizione di questi requisiti, è stata svolta un analisi di trade-off, sostenuta dall'utilizzo del software Granta EduPack. Durante la fase di progettazione, sono stati definiti differenti coefficienti di sicurezza per le diverse strutture analizzate nel progetto.

Per quanto riguarda le strutture pressurizzate, è stato possibile identificare da letteratura, un coefficiente di sicurezza pari a 4. Questo valore va a considerare il degrado dei materiali in funzione dei cicli di carico, l'esposizione all'ambientale, le caratteristiche di risposta al creep e la variabilità delle caratteristiche del materiale. Una volta completati questi primi passi si procede con la determinazione dei carichi agenti sul rivestimento del dirigibile, seguendo i passaggi proposti da [14]. Per definire correttamente il carico limite, che andrà a dimensionare l'envelope, è necessario considerare quanto segue:

- Carichi statici derivanti dalla sovrappressione del gas di sollevamento.
- Carichi dinamici in tutte le condizioni operative (compresi i carichi aerodinamici).
- Carichi aggiuntivi del sistema.(ad esempio i carichi locali).

B.1.2 Materiali dell'envelope

Per questo studio sarà necessario considerare alcune delle fibre riportate in tabella, ricavate dalle seguenti fonti B.1,[1].

Tabella B.1: *Proprietà delle fibre.*

| Fiber | Type | Source | Density (Ib/in. ³) | Strength (10 ³ psi) | Modulus (10 ³ psi) | Strength to wt (10 ⁶ in.) | Break strain (%) |
|----------|------------------------|-----------|-----------------------------------|-----------------------------------|----------------------------------|--|------------------------|
| Docron | Polyester | DuPant | 0.050 | 168 | 2 | 3.4 | 14 |
| Nylon | Polyamide | DuPont | 0.042 | 143 | 1 | 3.4 | 18 |
| Kevlar | Aramid | DuPont | 0.052 | 435 | 16 | 8.4 | 2 |
| Vectron | Liquid Crystal Polymer | Kuroray | 0.051 | 450 | 10 | 8.9 | 3 |
| Spectro | UHMWPE (S-2000) | Honeywell | 0.035 | 484 | 18 | 13.8 | 3 |
| Carbon | PAN (T1000) | Toray | 0.065 | 924 | 43 | 14.2 | 2 |
| Zylon | PBO | Toyabo | 0.056 | 840 | 26 | 15.1 | 3 |
| Dyneema | UHMWPE | DSM | 0.035 | 536 | 26 | 15.3 | 3 - 4 |
| S-Gloss | Fiberglass (S-2) | Owens | 0.090 | 665 | 13 | 7.4 | 5 |
| Titanium | (Ref) | Corning | 0.160 | 155 | 17 | 1.0 | 6 |

Per definire ulteriormente lo strato di rivestimento, bisogna necessariamente definire il tipo di fabric. La scelta ricade tra i fabric presenti in tabella B.2.

Tabella B.2: *Proprietà dei fabric.*

| Fabric | Application | Strength (Ib/in.) | Weight (oz/yd ²) | Specific strength (10 ⁶ in.) |
|-------------------------|---------------|----------------------|---------------------------------|---|
| Cotton/ Rubber | Circa 1920 | 80 | 14.0 | 0.1 |
| Polyester/ Neoprene | GZ 20 | 165 | 10.9 | 0.3 |
| Polyester/ Neoprene | ZPG 3W | 320 | 16.5 | 0.4 |
| Polyester/ Polyurethane | Skyship 600 | 210 | 11.5 | 0.4 |
| Vectran/ Polyurethane | Low Altitude | 650 | 11.0 | 1.2 |
| Vectran (Laminated) | Low Altitude | 740 | 7.6 | 2.0 |
| Dyneema (Laminated) | Stratospheric | 680 | 5.2 | 2.7 |

I film sono delle pellicole polimeriche che forniscono protezione alle fibre strutturali da fattori ambientali come l'esposizione alla luce solare (comprese le radiazioni UV), l'interazione chimica con l'atmosfera e le condizioni meteorologiche. Anche i film possono fungere da percorso del carico di taglio, aumentando la rigidità del tessuto finito.

Come suggerito da letteratura [1] e da dirigibili semi-rigidi esistenti, si sceglie un film in Tedlar, film di polivinilfluoruro prodotto dalla DuPont, resistente agli agenti atmosferici, con inerzia chimica e proprietà idrofobiche che viene in seguito legato all'Hytrel, un elastomero termoplastico di poliestere, che fornisce la flessibilità della gomma e la resistenza della plastica, come suggerito da [15]. Lo spessore del film sarà di 0.05 mm, sufficiente a proteggere il tessuto strutturale sottostante. Trattandosi di un dirigibile di grandi dimensioni e non rigido si aggiunge uno strato di Mylar (intorno ai 0.025 mm), per migliorare la rigidità al taglio e resistenza del tessuto. I due film formano una buona barriera ai gas e incrementano la vita operativa del dirigibile.

Tabella B.3: Proprietà dei film.[15].

| Film | Type | Source | Density (lb/in. ³) | Strength (10 ³ psi) | Modulus (10 ⁶ psi) | Strength to wt (10 ⁶ in.) | Break strain (%) |
|--------|----------------------------------|---------------|-----------------------------------|-----------------------------------|----------------------------------|--|------------------------|
| Dowlex | Linear Low Density Polyethylene | Dow | 0.033 | 7 | 0.25 | 0.21 | 700 |
| Nylon | Polyamide | DuPont | 0.042 | 11 | 0.50 | 0.26 | 18 |
| Tedlar | PVF - Floropolymer | DuPont | 0.050 | 13 | 0.31 | 0.26 | 95 |
| Mylar | Polyethylene terephthalate (PET) | DuPont Teijin | 0.050 | 29 | 0.71 | 0.58 | 116 |
| Kapton | Polyimide | DuPont | 0.051 | 33 | 0.37 | 0.64 | 72 |
| Teonex | Polyethylene naphthalate (PEN) | DuPont Teijin | 0.049 | 39 | 0.83 | 0.79 | 88 |

Avendo evidenziato le proprietà nettamente migliori delle fibre di vectran e dyneema risulta ovvio che i fabric realizzati con queste siano i più comunemente usati in questo ambito. Nel grafico B.1 vengono riportate le prestazioni di resistenza a rottura di Dyneema (laminato), Vectran (laminato), Vectran (intrecciato), Poliestere (intrecciato) e Cotton/Rubber.

Ricercando di un rivestimento con grande resistenza alla rottura, si sceglie il Dyneema laminato, nonostante i suoi costi siano maggiori rispetto ad altri materiali. Il materiale Dyneema UD è un laminato composito unidirezionale (UD) scelto per soddisfare il requisito di peso contenuto. Utilizzando la fibra Dyneema come base, esse sono stratificate in uno schema incrociato 0/90 gradi.

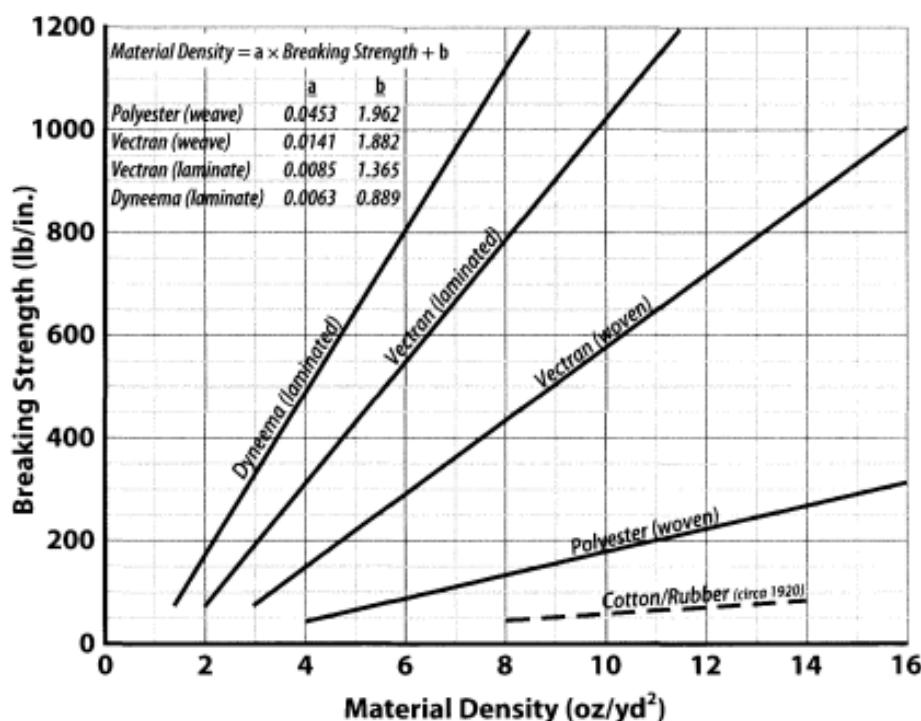


Figura B.1: Resistenza a rottura del fabric rispetto al peso.

La scelta del materiale del rivestimento è stata preceduta da una fase di ricerca delle specifiche delle fibre, ricavate dal software GRANTA EduPack. Le caratteristiche delle fibre più competitive sono riportate in tabella B.4.

Tabella B.4: *Granta EduPack Fiber specs.*

| | Polyethylene fiber (Spectra 900) | Polyethylene fiber (Spectra 1000) | Polyarylate fiber (Vectran) | PBO fiber (Zylon) |
|--|---|---|---|---------------------|
| Composition overview | | | | |
| Form | Fiber | Fiber | Fiber | Fiber |
| Material family | Plastic (thermoplastic, semi-crystalline) | Plastic (thermoplastic, semi-crystalline) | Plastic (thermoplastic, semi-crystalline) | Plastic (thermoset) |
| Base material | PE-UHMW (Polyethylene, ultra high molecular weight) | PE-UHMW (Polyethylene, ultra high molecular weight) | | |
| Composition detail (polymers and natural materials) | | | | |
| Polymer (%) | 100 | 100 | 100 | 100 |
| Price | | | | |
| Price (EUR/kg) | 72,4 - 122 | 72,4 - 122 | 29,2 - 37 | 112 - 179 |
| Price per unit volume (EUR/m ³) | 69800 - 119000 | 69800 - 119000 | 40900 - 51800 | 173000 - 280000 |
| Physical properties | | | | |
| Fiber cross-section area (mm ²) | | | 0,0021 - 0,0025 | 0,0001 - 0,00011 |
| Density (kg/m ³) | 965 - 975 | 965 - 975 | 1400 | 1540 - 1560 |
| Mechanical properties | | | | |
| Young's modulus (GPa) | 110 - 120 | 120 - 170 | 55 - 65 | 180 - 270 |
| Specific stiffness (MN.m/kg) | 113 - 124 | 124 - 175 | 39,3 - 46,4 | 116 - 174 |
| Yield strength (elastic limit) (MPa) | 2000 - 2500 | 2500 - 3000 | 2900 - 3200 | 5680 - 5800 |
| Tensile strength (MPa) | 2500 - 2600 | 2900 - 3300 | 2900 - 3200 | 5680 - 5800 |
| Specific strength (kN.m/kg) | 2060 - 2580 | 2580 - 3090 | 2070 - 2290 | 3660 - 3750 |
| Elongation (% strain) | 3,5 - 4,5 | 2,9 - 3,5 | 2,8 - 4 | 2,5 - 3,5 |
| Compressive strength (MPa) | 100 - 200 | 100 - 200 | | |
| Flexural modulus (GPa) | 110 - 120 | 120 - 170 | | |
| Flexural strength (modulus of rupture) (MPa) | 2000 - 2500 | 2500 - 3000 | 2900 - 3200 | 5680 - 5800 |
| Shear modulus (GPa) | 0,3 - 0,4 | 0,3 - 0,4 | 6 - 6,5 | 10 - 25 |
| Bulk modulus (GPa) | 550 - 600 | | 8,6 - 9 | 145 - 155 |
| Poisson's ratio | 0,41 - 0,43 | 0,41 - 0,43 | 0,35 - 0,36 | 0,35 - 0,36 |
| Shape factor | 1 | 1 | 1 | 1 |
| Hardness - Vickers (HV) | 5 - 8 | 5 - 8 | | |
| Elastic stored energy (springs) (kJ/m ³) | 17500 - 27000 | 20700 - 33300 | 68500 - 87900 | 61000 - 91600 |
| Fatigue strength at 10 ⁷ cycles (MPa) | 2000 - 2500 | 2500 - 3000 | | |
| Impact & fracture properties | | | | |
| Fracture toughness (MPa.m ^{0,5}) | 1 - 2 | 1 - 2 | | |
| Toughness (G) (kJ/m ²) | 0,00951 - 0,0318 | 0,00757 - 0,0259 | | |
| Thermal properties | | | | |
| Melting point (°C) | 150 - 160 | 150 - 160 | 344 - 350 | 600 - 640 |
| Maximum service temperature (°C) | 100 - 120 | 100 - 120 | 130 - 150 | 140 - 160 |
| Minimum service temperature (°C) | -200 - -170 | -200 - -170 | -60 - -50 | -60 - -50 |
| Thermal conductivity (W/m.°C) | 0,4 - 0,6 | 0,4 - 0,6 | 0,35 - 0,45 | 0,2 - 0,3 |
| Specific heat capacity (J/kg.°C) | 1900 - 2100 | 1900 - 2100 | 1100 - 1400 | 1050 - 1150 |
| Thermal expansion coefficient (μstrain/°C) | -12,6 - -11,4 | -12,6 - -11,4 | -11 - -4 | -6 - -4 |
| Thermal shock resistance (°C) | 1460 - 1790 | 1440 - 1760 | 6910 - 8450 | 4780 - 5850 |
| Thermal distortion resistance (MW/m) | | | -0,0786 - -0,0356 | -0,0637 - -0,0377 |
| Latent heat of fusion (kJ/kg) | 389 - 470 | 389 - 470 | | |

| Absorption & permeability | | | |
|-------------------------------|------------------|------------------|-------------------------------------|
| Humidity absorption @ sat (%) | | 0,1 | 0,6 |
| Durability | | | |
| Water (fresh) | Excellent | Excellent | Excellent |
| Water (salt) | Excellent | Excellent | Excellent |
| Weak acids | Acceptable | Acceptable | Acceptable |
| Strong acids | Limited use | Limited use | Acceptable |
| Weak alkalis | Acceptable | Acceptable | Unacceptable |
| Strong alkalis | Acceptable | Acceptable | Unacceptable |
| Organic solvents | Unacceptable | Unacceptable | Unacceptable |
| Oxidation at 500C | Unacceptable | Unacceptable | Unacceptable |
| UV radiation (sunlight) | Good | Good | Good Poor |
| Abrasion resistance | | | Good Average |
| Flammability | Highly flammable | Highly flammable | Self-extinguishing Non-flammable |
| Oxygen index (%) | | 28 - 30 | 68 |

B.2 Dimensionamento preliminare

Vengono qui riportati i passaggi dettagliati seguiti per il dimensionamento. Come già spiegato precedentemente il processo è iterativo: viene stimato il peso al decollo in due modi differenti al variare del volume dell'envelope. Chiaramente dimensioni e parametri di design del dirigibile dipendono in qualche modo dal suo volume, quindi varieranno ad ogni passo dell'iterazione [1].

Tabella B.5: *Dati utilizzati nel dimensionamento preliminare.*

| Parametri del dirigibile | | |
|--------------------------|------------|------|
| Numero dei lobi | n_{lobi} | 3 |
| Fineness ratio | FR | 3 |
| Buoyancy ratio | BR | 0.8 |
| Lunghezza gondola | l_{gond} | 60 m |
| Larghezza gondola | w_{gond} | 15 m |
| Altezza gondola | h_{gond} | 3 m |
| Lunghezza crew station | l_{cs} | 3 m |
| Larghezza crew station | w_{cs} | 3 m |
| Altezza crew station | h_{cs} | 3 m |
| Fattore di sicurezza | SF | 4 |

| Parametri del sistema propulsivo | | |
|---|------------------|-------------------------|
| Consumo specifico di combustibile | $BSFC$ | 0.48 |
| Numero dei motori | N_{eng} | 4 |
| Rendimento propulsivo dell'elica | η_p | 0.65 |
| Coefficiente propeller | K_p | 31.92 |
| Peso dell'avionica/elettronica installata | W_{TRON} | 226.8 kg |
| Coefficiente peso sistema elettrico | $K_{electric}$ | 33.73 |
| Numero di pale | N_{BL} | 3 |
| Numero di giri del propeller | n | 62.8 rad/s |
| Peso del fuel system | W_{FS} | 213.2 kg |
| Numero di serbatoi | N_T | 2 |
| Peso dei pannelli solari | $W_{pannelli}$ | 4763 kg |
| Peso delle fuel cell | W_{fuel_cell} | 9979 kg |
| Peso sistema di accensione | W_{start} | 44.45 kg |
| Peso sistema controllo ambientale | W_{ec} | 100.2 kg |
| Fattore di attach fittings | F_{AF} | 1.26 |
| Fattore di superficie di coda | F_{PSQ} | 4.882 kg/m ² |
| Fattore di manufacturing assembly | F_{MA} | 1.2 |

Alcuni parametri fondamentali alla base del dimensionamento sono sicuramente il Fineness Ratio FR ed il Buoyancy Ratio BR . Il primo definisce il rapporto tra la lunghezza del dirigibile e il diametro del dirigibile, mentre il secondo definisce la quota di sostentamento coperta dall'elio e quanta dovrebbe o potrebbe essere ricoperta dalla portanza aerodinamica. In particolare il Fineness Ratio può essere legato al coefficiente di resistenza C_{D_0} , mentre il BR al volume di elio necessario per sollevare un certo carico: un BR minore permette certamente di diminuire il carico che la spinta idrostatica dovrebbe sostenere, ma al contempo è necessario uno studio aerodinamico dettagliato sulla forma dell'envelope,

in modo che possa fornire il giusto contributo di portanza. Inoltre, bisogna tenere conto che in questo caso il contributo aggiuntivo di portanza è ottenuto in volo e non è disponibile al take-off.

B.2.1 Geometria

Per semplicità si parte con una dimensione dei lobi uguale per tutti e 3. Ipotizzando un volume di partenza si può stimare il diametro d_e che avrebbe il dirigibile se fosse un ellissoide

$$d_e = \left(\frac{Vol_{geom} \cdot 6}{\pi \cdot FR} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (\text{B.1})$$

Questo può essere considerato un diametro equivalente dal quale si può ricavare il diametro che avrebbe il singolo lobo d_c nella configurazione oggetto di studio, ovvero quella a tre lobi. Infatti stimando il rapporto d_e/d_c come

$$d_e/d_c = -0.0178n_{lobi}^2 + 0.361n_{lobi} + 0.575 = 1.5 \quad (\text{B.2})$$

si ottiene

$$d_c = d_e/(d_e/d_c) \quad (\text{B.3})$$

A questo punto è possibile ricavare tutte le altre dimensioni del dirigibile. La lunghezza del dirigibile si ottiene tenendo conto del fineness ratio FR

$$l_b = FR \cdot d_e \quad (\text{B.4})$$

mentre la larghezza del dirigibile si stima come

$$width = (1 + n_{lobi}) \frac{d_c}{2} \quad (\text{B.5})$$

da cui si ottiene la superficie in pianta complessiva

$$S_{plan} = \frac{\pi \cdot l_b \cdot width}{4} \quad (\text{B.6})$$

e l'aspect ratio

$$AR = \frac{4 \cdot width}{\pi \cdot l_b} \quad (\text{B.7})$$

Per completare la definizione delle dimensioni del dirigibile è possibile stimare la superficie bagnata dell'envelope: si calcola la superficie del monolobo equivalente

$$S_{body_{ellipse}} = \frac{\pi}{3} \cdot (l_B^p \cdot width^p + l_B^p \cdot h^p + h^p \cdot width^p)^{\frac{1}{p}} \quad (\text{B.8})$$

e quindi quella del trilobato attraverso un fattore correttivo

$$S_{body_{lobe}} = 1.081 \cdot S_{wetbody_{ellipse}} \quad (\text{B.9})$$

Vengono stimate quindi le dimensioni in pianta del tail. Si considerano separatamente la superficie di impennaggi orizzontali e verticali, che possono essere stimate come

$$S_{HT} = C_{HT} \cdot \frac{Vol_{geom}^{\frac{2}{3}} \cdot l_B}{l_{tail}} \quad (\text{B.10})$$

$$S_{VT} = C_{VT} \cdot \frac{Vol_{geom}^{\frac{2}{3}} \cdot l_B}{l_{tail}} \quad (\text{B.11})$$

dove il braccio l_{tail} è stimato come al 38% della lunghezza del dirigibile l_b , mentre i coefficienti C_{HT} e C_{VT} sono stimati in funzione del volume del dirigibile come da letteratura attraverso figura B.2

$$C_{HT} = -0.0051x + 0.0717$$

$$C_{VT} = -0.0049x + 0.0641$$

dove $x = \frac{1000000}{Vol}$.

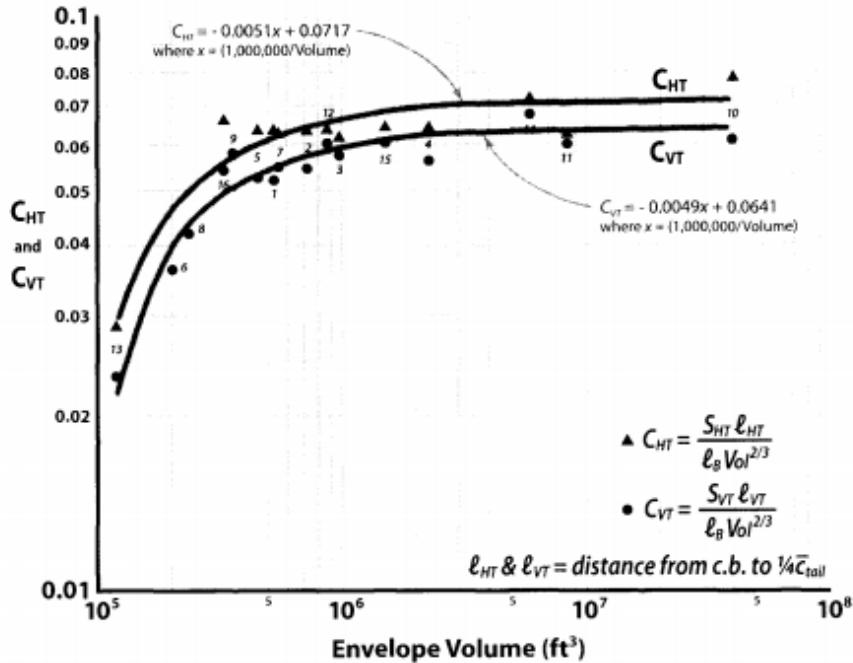


Figura B.2: Coefficienti del tail in funzione del volume[1].

B.2.2 Coefficienti aerodinamici

Vengono ora stimati alcuni coefficienti aerodinamici, soprattutto legati alla resistenza, utili nel seguito per poter valutare la massa legata al fuel necessario a completare la missione. Si parte quindi dalla stima della pressione dinamica: in fase di crociera si ha

$$q = \frac{1}{2}\rho_{cruise} V_{cruise}^2 \quad (\text{B.12})$$

e stimando la velocità massima come il 10% in più rispetto alla velocità di crociera

$$V_{max} = 1.1V_{cruise} \quad (\text{B.13})$$

si ottiene la pressione dinamica massima

$$q_{max} = \frac{1}{2}\rho_{SL} V_{max}^2 \quad (\text{B.14})$$

Ipotizzando che il flusso non sia laminare è necessario calcolare il Reynolds

$$Re = \rho V l_b / \mu \quad (\text{B.15})$$

ed il coefficiente di attrito della lastra C_f

$$C_f = \frac{0.455}{\log_{10}(Re)^{2.58}} \quad (\text{B.16})$$

utilizzando l'equazione di Schoenherr-Von Karman per lo strato limite turbolento. Il form factor FF del corpo principale allora può essere stimato come

$$FF_{3D_{body}} = 1 + \frac{1.5}{FR^{1.5}} + \frac{7}{FR^3} \quad (\text{B.17})$$

ed il coefficiente di resistenza a portanza nulla è pari a

$$C_{D_0 \text{ body}} = FF_{3D_{body}} C_f \frac{S_{body_{lobe}}}{Vol^{2/3}} \quad (\text{B.18})$$

Allo stesso modo si può stimare il coefficiente di resistenza del tail. Ipotizzando un rapporto t/c pari a 0.15, seguendo quanto riportato in [1], si ottiene il Form Factor del tail

$$FF_{tails} = 1 + 1.2 \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \quad (\text{B.19})$$

Assumendo $AR = 1$, la corda media del tail è stimata come

$$c_{tail} = \frac{1}{2}(c_{HT} + c_{VT}) = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{AR_{HT} S_{HT}}{2} \right)^{1/2} + \left(\frac{AR_{HT} S_{HT}}{2} \right)^{1/2} \right] \quad (\text{B.20})$$

Inoltre si ha

$$Re_{tail} = \rho V c_{tail} / \mu \quad (\text{B.21})$$

$$C_{f_{tails}} = \frac{0.455}{(\log_{10}(Re_{tail}))^{2.58}} \quad (\text{B.22})$$

Considerando la superficie bagnata del tail a partire dalla proiezione delle superfici di coda per un fattore 2.2 che tenga conto dei due lati e del leading edge dell'impennaggio

$$S_{wet_{tail}} = 2.2(S_{HT} + S_{VT}) \quad (\text{B.23})$$

si ottiene il coefficiente di resistenza dei tails

$$C_{D_0 \text{ tails}} = FF_{tails} C_f \frac{S_{tails}}{Vol^{2/3}} \quad (\text{B.24})$$

Si può stimare inoltre un coefficiente di resistenza per la gondola

$$C_{D_0 \text{ gond}} = \frac{0.108 \cdot C_{D_0 \text{ body}} Vol^{2/3} + 7.7}{Vol^{2/3}} \quad (\text{B.25})$$

Altri coefficienti di resistenza a portanza nulla sono quelli legati a motori e landing system. Il contributo alla resistenza dei motori sarà la somma del contributo delle nacelle, del sistema di cooling e delle mounting structure

$$C_{D_0 \text{ nac}} = N_{eng} \cdot \frac{4.25}{Vol^{2/3}} \quad (\text{B.26})$$

$$C_{D_0 \text{ cool}} = N_{eng} \frac{2 \cdot 10^{-6} \cdot Vol + 4.1}{Vol^{2/3}} \quad (\text{B.27})$$

$$C_{D_0 \text{ mount}} = \frac{0.044 \cdot C_{D_0 \text{ body}} \cdot Vol^{2/3} + 0.92}{Vol^{2/3}} \quad (\text{B.28})$$

$$C_{D_0 \text{ cables}} = \frac{9.7 \cdot 10^{-6} \cdot Vol + 10.22}{Vol^{2/3}} \quad (\text{B.29})$$

$$C_{D_0 \text{ eng}} = C_{D_0 \text{ nac}} + C_{D_0 \text{ cool}} + C_{D_0 \text{ mount}} \quad (\text{B.30})$$

$$C_{D_0 \text{ acls}} = 0.0002 \quad (\text{B.31})$$

Altri contributi alla resistenza sono l'interference drag

$$C_{D_0 \text{ interf}} = \frac{(4.78 \cdot 10^{-6} Vol)}{Vol^{(2/3)}} \quad (\text{B.32})$$

Il coefficiente di resistenza di forma finale sarà la somma di questi contributi. Per ottenere il coefficiente di resistenza complessiva è necessario valutare il *drag-to-lift factor* K e può essere stimato in funzione dell'aspect ratio come

$$K = -0.0145 \left(\frac{1}{AR} \right)^4 + 0.182 \left(\frac{1}{AR} \right)^3 - 0.514 \left(\frac{1}{AR} \right)^2 + 0.838 \left(\frac{1}{AR} \right) - 0.053 \quad (\text{B.33})$$

correggendolo poi per la forma del trilobato attraverso il fattore $N_L = 2.4$ [1]

$$K_{lobed} = \frac{K}{N_L} \quad (\text{B.34})$$

B.2.3 Peso necessario a coprire la missione

A questo punto è possibile stimare il peso necessario a coprire la missione. Questo peso verrà poi confrontato col peso ottenuto dalla *weight build-up*, ovvero la stima del peso del dirigibile ottenuta attraverso la somma di tutti i pesi. Il peso massimo al decollo può essere scomposto come la somma tra *zero-fuel weight* e il peso del fuel

$$W_G = W_{ZF} + fuel_{res} + fuel_{burn} \quad (\text{B.35})$$

potendo stimare W_{zf} come

$$W_{ZF} = \frac{L_{buoy}}{BR}$$

dove L_{buoy} è il sostentamento fornito dall'elio

$$L_{buoy} = 1.0348 \cdot Vol_{geom} \cdot \sigma = 97651.7 \text{ kg}$$

Il peso del combustibile bruciato viene stimato come la differenza tra il peso al decollo (*take-off heaviness*) W_{HO} e il peso all'atterraggio (*landing heaviness*) W_{H1} , considerando il range R pari a 2000 km fornito come requisito. Imponendo il peso all'atterraggio pari al peso zero-fuel

$$W_{ZF} = W_{LAND} \quad (\text{B.36})$$

si stima la take-off heaviness come

$$W_{H1} = W_{LAND} - L_{buoy}$$

con cui ottenere la landing heaviness

$$W_{HO} = B \cdot \tan \left[\frac{R}{A} + \arctan \left(\frac{W_{H1}}{B} \right) \right]$$

dove

$$A = 326 \cdot \frac{\eta_p}{BSFC \cdot \sqrt{K_{lobed}} \cdot C_{D0}} \quad (\text{B.37})$$

con η_p e BSFC ipotizzati da requisito, C_{D0} e K stimati precedentemente, mentre

$$B = q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot \sqrt{\frac{C_{D0}}{K_{lobed}}} \quad (\text{B.38})$$

Si ottiene quindi il carburante consumato come

$$fuel_{burn} = W_{HO} - W_{H1} \quad (\text{B.39})$$

e la riserva di fuel come

$$fuel_{res} = 0.05 \cdot fuel_{burn} \quad (\text{B.40})$$

In questo modo è possibile stimare il primo peso massimo al decollo

$$W_G = W_{ZF} + fuel_{res} + fuel_{burn} = 137.805 \text{ ton} \quad (\text{B.41})$$

B.2.4 Stima del sistema propulsivo

Calcolando la portanza aerodinamica come pari alla landing heaviness

$$L_{aero} = W_{H0} \quad (\text{B.42})$$

si stima il coefficiente di portanza necessario come

$$C_{L_{max}} = \frac{W_{H0}}{q_{max} Vol^{2/3}} \quad (\text{B.43})$$

e quindi la resistenza totale come

$$D = (C_{D_0} + KC_{L_{aero}}^2)q_{max}Vol^{2/3} \quad (\text{B.44})$$

Questo permette di stimare la potenza massima per motore

$$SHP = \frac{V_{max}D}{550\eta_p N_{eng}} \quad (\text{B.45})$$

Per dimensionare motori e pale è necessario fare delle considerazioni aggiuntive. In questo caso, per la stima dei pesi si ipotizza un numero di giri n pari a 10 rps e si calcola il *thrust speed coefficient* C_S

$$C_S = \left(\frac{\rho V^5}{Pn^2} \right)^{1/5} \quad (\text{B.46})$$

e si stima il *propeller advance ratio* J da figura 4.4 come

$$J = 0.156 \cdot C_S^2 + 0.241 \cdot C_S + 0.138 \quad (\text{B.47})$$

Il diametro della palettatura sarà

$$d_p = \frac{V}{nJ} \quad (\text{B.48})$$

ed l'efficienza come

$$\eta_p = 0.139 \cdot C_S^3 - 0.749 \cdot C_S^2 + 1.37 \cdot C_S + 0.0115 \quad (\text{B.49})$$

B.2.5 Weight Build-up

Envelope e septum

Per stimare il peso dell'envelope è necessario dimensionare lo strato strutturale che lo compone. Per farlo si considerano principalmente due pressioni: una è legata al gradiente di pressione che si ha nel volume di elio a causa della differente densità rispetto all'aria, mentre l'altra è una *superpressure*, ovvero una sovrappressione legata alla necessità di mantenere il tessuto in tensione.

$$p_i = \frac{p_{sp} + p_{up_{surf}}}{144}$$

dove p_{sp} è la superpressure ed è dimensionata tenendo conto nella pressione dinamica massima (che si ha sul nose del dirigibile)

$$p_{sp} = 1.2q_{max}$$

mentre $p_{up_{surf}}$ è la differenza di pressione che si ha nel punto più alto del dirigibile a causa della differenza di densità

$$p_{up_{surf}} = (\rho_a - \rho_e)gh = 0.0635h$$

Attraverso questa pressione è possibile stimare il carico che si sviluppa sotto il carico di pressione moltiplicato per il fattore di sicurezza per ottenere il carico massimo ammissibile

$$hull_{fabric_{load}} = p_i \cdot \frac{d_c}{2} \cdot 12 \cdot SF \quad (\text{B.50})$$

Questo carico può essere utilizzato per stimare la densità superficiale dell'envelope utilizzando estrapolazioni presenti in letteratura che la riportano in funzione del carico di rottura (B.3). Utilizzando il Dyneema laminato è possibile stimare la densità come

$$hull_{density} = 0.0063 \cdot hull_{fabric_{load}} + 0.889 \quad (\text{B.51})$$

E quindi il peso dell'envelop come

$$W_{env} = hull_{density} \cdot F_{AF} \cdot F_{MA} \cdot \frac{\frac{16}{9} S_{wetbodylobe}}{9} = 3718.9kg \quad (\text{B.52})$$

dove F_{AF} e F_{MA} sono fattori che tengono conto dei pesi relativi a giunzioni, doublers e attach fittings.

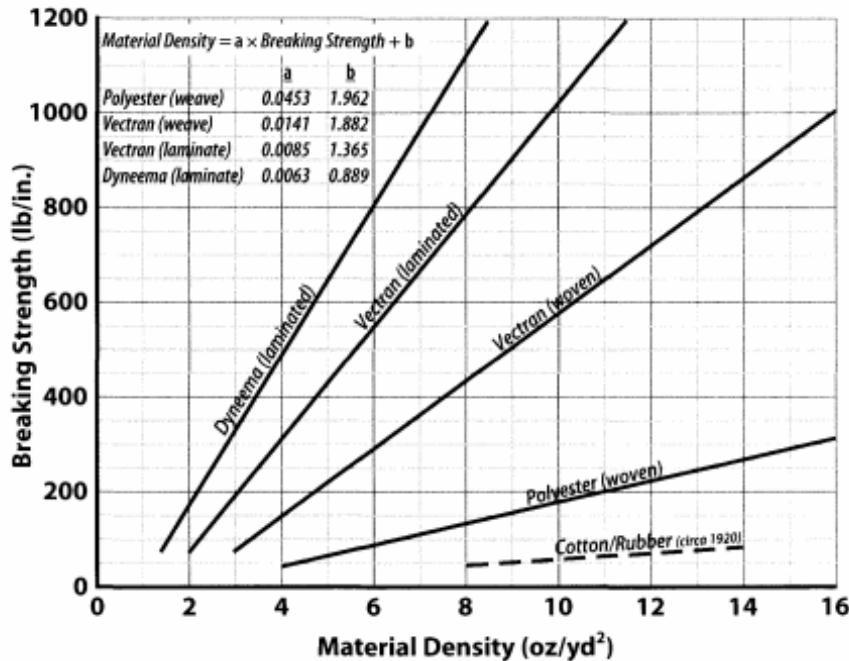


Figura B.3: Grafico resistenza - peso del tessuto dell'envelope.

Successivamente, il peso del materiale del setto viene determinato in base ai carichi nel rivestimento esterno e agli angoli locali in corrispondenza del giunto a "Y" del setto. La particolare geometria utilizzata per l'envelope genera carichi sul setto pari a 1.5 volte quelli dello stesso envelope, per cui viene calcolato nuovamente il carico di rottura accettabile

$$sep_{fabric_load} = 1.5 \cdot hull_{fabric_load}$$

e quindi la densità del materiale sarà

$$sep_{density} = a \cdot sep_{fabric_load} + b$$

con il quale stimarne il peso

$$W_{sep} = 2 \cdot 1.06 \cdot sep_{density} \cdot 0.75\pi \cdot h \cdot \frac{l_B}{4 \cdot 16 \cdot 9} = 972kg$$

dove 2 è il numero di septum, 0.75 indica che ogni septum è pari al 75% dell'area laterale mentre 1.06 rappresenta il fattore di cucitura. Si ottiene quindi il peso del complessivo dei due tessuti

$$W_{body} = W_{env} + W_{sep} = 4623 \text{ kg} \quad (\text{B.53})$$

Ballonets

Infine, il peso del tessuto dei ballonet viene calcolato in base all'area superficiale di una sfera dimensionata per contenere il volume richiesto. La superficie dei ballonet S_{ball} si ricava dal volume dei ballonet Vol_{ball} , proporzionale al volume dell'envelope

$$Vol_{ball} = Vol \cdot \left(\frac{1}{\sigma} - 1 \right)$$

$$S_{ball} = 6\pi \cdot \left(\frac{\frac{3Vol_{ball}}{\pi}}{6} \right)^{\frac{2}{3}}$$

$$W_{ball} = 0.035 \cdot S_{ball} = 1182.83 \text{ kg}$$

Tails

La stima del peso della coda presuppone l'uso di un tail rigido. Per le superfici di controllo che rappresentano il 20% dell'area totale, il peso della coda è la somma del peso dell'aletta dello stabilizzatore W_{SSF} e del peso della superficie di controllo W_{CS} . I pesi degli attuatori sono calcolati qui, ma vengono aggiunti ai pesi del VMS.; 1.15 è il fattore di installazione degli attuatori. F_{AF} è un fattore di assestamento e attacco dei fissaggi portanti, pari a 1.26 (entra in gioco anche nel peso dell'envelope) e F_{PSQ} è un fattore che indica la diversità di fabbricazione dei materiali strutturali leggeri e viene posto pari a 1 lb/ft^2 .

$$W_{CS} = 1.15 \cdot (S_{HT} + S_{VT}) \cdot 0.79 \cdot 0.2$$

$$W_{SSF} = F_{PSQ} \cdot (S_{HT} + S_{VT}) \cdot F_{AF} \cdot 0.8$$

$$W_{tails} = W_{SSF} + W_{CS} = 5243 \text{ kg}$$

$$W_{act} = 1.15 \cdot (S_{HT} + S_{VT}) \cdot 0.79 \cdot 0.2 = 788.62 \text{ kg}$$

Gondola e crew station

Il peso della gondola viene stimato conoscendo le dimensioni della gondola e la categoria del payload (1.875 dipende proprio dal fatto che il payload del nostro dirigibile è molto elevato e ricade nella specifica categoria dei dirigibili ibridi long range):

$$W_{gond} = 1.875 \cdot S_{gond} = 21262.14 \text{ kg}$$

dove S_{gond} è la superficie della gondola, ottenuta conoscendo le dimensioni di lunghezza (l_{gond}), di larghezza (w_{gond}) e di altezza (h_{gond}).

$$S_{gond} = 2 \cdot (l_{gond} \cdot h_{gond} + l_{gond} \cdot w_{gond} + w_{gond} \cdot h_{gond})$$

Il peso della crew station, invece, viene stimata secondo l'equazione seguente, poichè dipende da un'altra categoria di payload da considerare

$$W_{crewstat} = 353 \cdot \left[\left(\frac{l_{cs}}{10} \right)^{0.857} \cdot \frac{w_{cs} + h_{cs}}{10} \cdot \left(\frac{V_{max}}{10} \right)^{0.338} \right]^{1.1} = 688.87 \text{ kg}$$

Anche per il peso della crew station, è necessario conoscerne le dimensioni di lunghezza (l_{cs}), larghezza (w_{cs}) e altezza (h_{cs}). Il peso della crew insieme alle cosiddette accomodation (fondamentalmente il peso dei sedili con che occupano la gondola) è stimato da letteratura e si ricavano 55 lb come coefficiente per i membri dell'equipaggio (quindi 24.95 kg, parte del peso a vuoto) e 32 lb per i passeggeri (14.51 kg, parte del payload). Sono riportati il peso dei posti a sedere e il peso dei membri della crew con i loro bagagli (questi ultimi due insieme formano il peso delle accomodation)

$$W_{accomodation} = W_{seats} + W_{crew_{pax}} = 462.7 \text{ kg}$$

$$W_{seats} = 24.95 \cdot n_{crew} + 14.51 \cdot n_{pax} = 122.5 \text{ kg}$$

$$W_{crew_{pax}} = 3W_{pax_{lugg}} = 340.2 \text{ kg}$$

Sistema propulsivo

Per il peso dei propeller, molte grandezze sono state determinate come requisiti e assunzioni preliminari, dopo una serie di ricerche statistiche, meglio approfondite nei capitoli di Aerodinamica e Propulsione. Qui vengono stimati come

$$W_{propeller} = K_p \cdot N_p \cdot N_{BL}^{0.391} \cdot \left(\frac{d_p \cdot SHP}{1000} \right)^{0.782} = 1286.71 \text{ kg}$$

Per un turboprop il peso del motore può essere correlato alla potenza con una relazione del tipo

$$W_{eng} = 0.636 \cdot SHP^{0.9525} = 269.2 \text{ kg}$$

e i relativi supporti come

$$W_{eng_mount} = 0.64 \cdot W_{eng} = 172.3 \text{ kg}$$

$$W_{FT} = 2.49 \cdot \left(\frac{fuel_{burn} + fuel_{res}}{6} \right)^{0.6} \cdot N_T^{0.2} \cdot N_{eng}^{0.13} = 281 \text{ kg}$$

Il peso dei sistemi di pressurizzazione può essere stimato con circa il 2% del peso a vuoto

$$W_{pres_{syst}} = 0.02 \cdot W_{OE} = 1241.42 \text{ kg}$$

Landing system

Il peso del sistema di atterraggio è stato stimato come

$$W_{ACLS} = 1.6 \cdot ACLS_{pda_{area}} = 2709.72 \text{ kg}$$

dove $ACLS_{pda_{area}}$ è la superficie del pad

$$ACLS_{pda_{area}} = \frac{W_{H0}}{p_i \cdot 144}$$

Altro

Successivamente, si considerano il peso dei fluidi inutilizzabili, stimandolo come l'1% del carburante complessivo

$$W_{uf} = 0.01 \cdot (fuel_{burn} + fuel_{res}) = 157.36 \text{ kg}$$

Il peso del sistema elettrico deriva, invece, da una serie di coefficienti e requisiti posti da noi a priori (vedasi Tabella 11.1 per i valori riportati nelle seguenti formule):

$$W_{electric} = K_{electric} \cdot (W_{FS} + W_{TRON})^{0.51} = 510.43 \text{ kg}$$

($K_{electric}$ pari a 33.73 per dirigibili long range).

Un altro contributo è quello dell'avionica installata, ma anche del peso degli attuatori e dei computer, in poche parole di tutto il sistema di gestione del mezzo (Vehicle Management System)

$$W_{VMS} = W_{comp_{av}} + W_{act} = 1015.41 \text{ kg}$$

Per sistemi vari che non sono qui analizzati si considera il 5% del peso a vuoto

$$W_{msys} = 0.05 \cdot W_{OE} = 3103.55 \text{ kg}$$

Si calcola quindi il margine di peso a vuoto, un contributo che viene introdotto per tenere conto delle incertezze nella stima dei pesi:

$$W_{margin} = 0.05 \cdot W_{OE} = 724.26 \text{ kg}$$

Si considerano poi i pesi legati ai sistemi pensati per questo velivolo come il peso dei pannelli ed il peso delle fuelcell

$$W_{pannelli} = 10500 \text{ lb} \quad (\text{B.54})$$

$$W_{fuelcell} = 22000 \text{ lb} \quad (\text{B.55})$$

Tutti i pesi stimati in questa sezione fanno parte del peso a vuoto del dirigibile e la loro somma permette di stimare il $W_{OE_{build-up}}$. Il peso totale ottenuto dalla *weight build-up* sarà quindi la somma di peso a vuoto, fuel e payload

$$W_{G_{build-up}} = W_{OE_{build-up}} + fuel_{burn} + Payload \quad (\text{B.56})$$

B.3 Modello CAD - ingombri

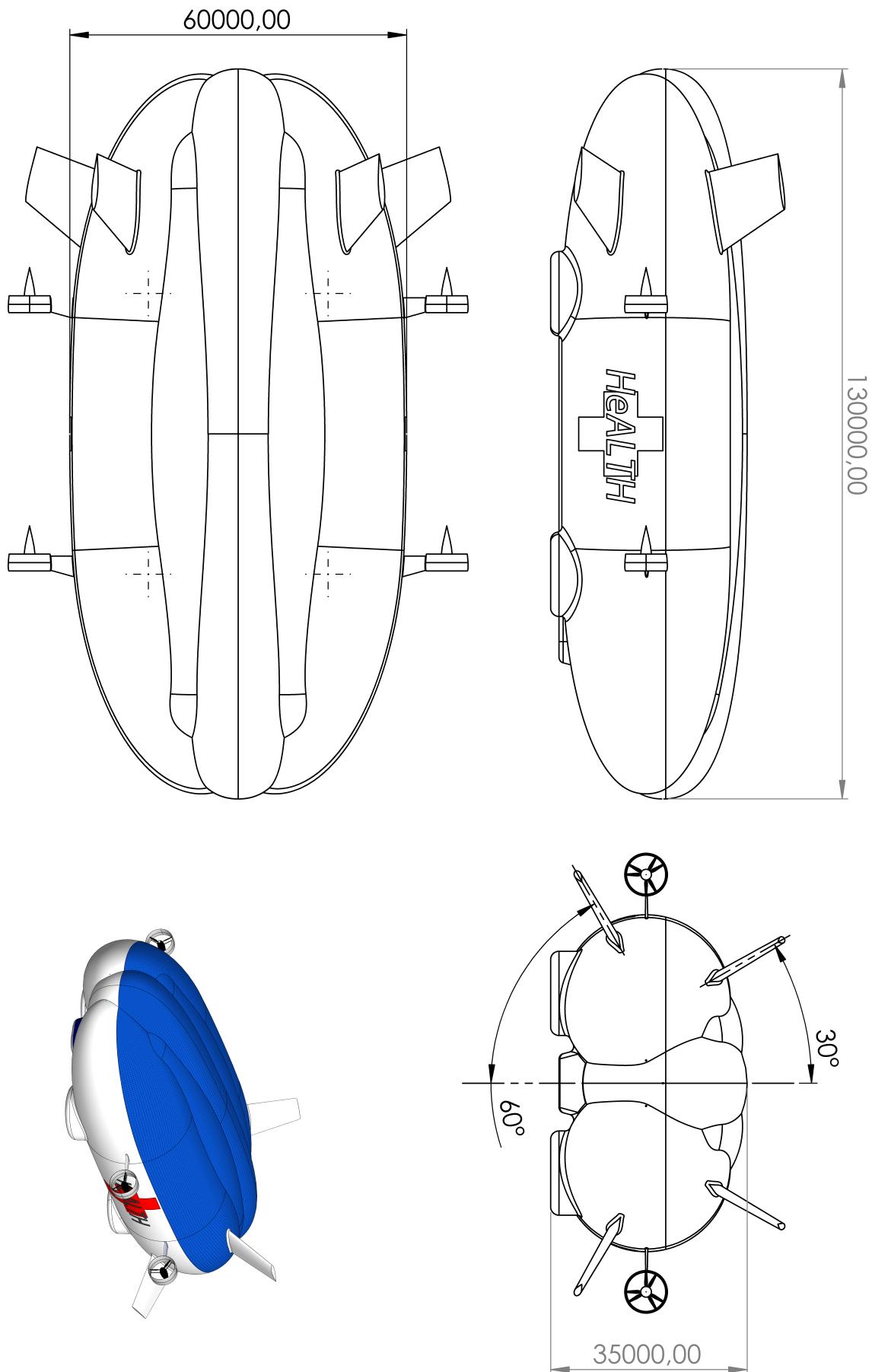


Figura B.4: *Modello CAD in tavola.*

B.4 Iter progettuale del modello FEM

Sono riportate qui per completezza alcune analisi FEM preliminari. Tutte le analisi considerano gli stessi carichi riportati in sezione 2.3.1, legato alle forze di pressione.

La prima analisi, in figura B.5, riportata con deformazione *model scale* e *true scale*, considera la sola sezione centrale del dirigibile per una lunghezza pari a 5 metri. Considerando spessori coerenti con quanto ottenuto nel dimensionamento preliminare si ottengono deformazioni eccessive della struttura, che possono essere attribuite in parte alla mancanza di rigidezza data dal resto dell'envelope. Le non linearità, chiaramente visibili nella visualizzazione *true scale*, non insorgono quando vengono considerati spessori maggiori, portando tuttavia a pesi inaccettabili della struttura.

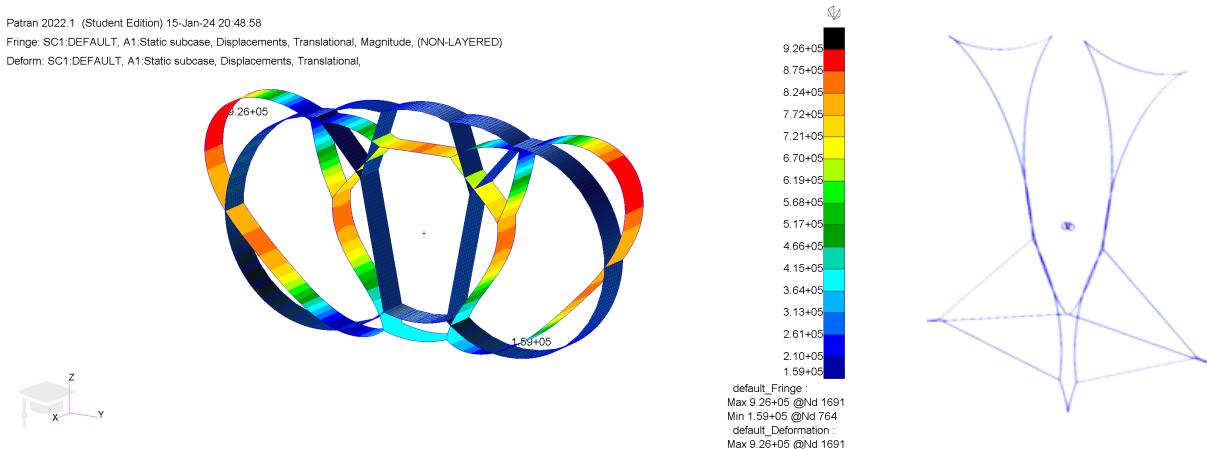


Figura B.5: *Modello FEM* di una sezione. *Model scale* a sinistra, *true scale* a destra.

In questa seconda analisi, in figura B.6, si considera l'aggiunta di funi, composte dallo stesso materiale dell'envelope per irrigidire il modello e mitigare il comportamento anomalo del primo modello, ma come è evidente dalla figura, risulta uno spostamento nell'ordine di 10^7mm che è nuovamente indice di comportamento non lineare analogo a quello del modello precedente.

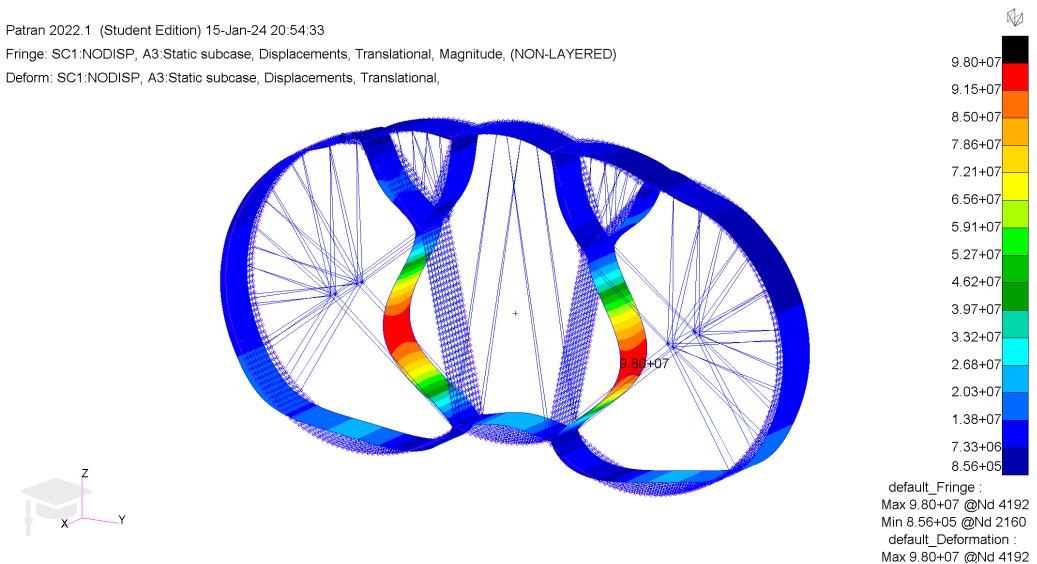


Figura B.6: *Modello FEM* di sezione con funi ad irrigidimento.

Ritenendo responsabile del comportamento sopravvissuto l'eccessiva semplificazione della sola sezione, che non contempla sforzi perpendicolari alla sezione stessa, è stata tentata in questa terza analisi, riportata in figura B.7, la modellazione dell'intera envelope del dirigibile includendo anche i setti, e creando un modello semplificato di quello del CAD complessivo, di cui sono riportati gli ingombri in sezione B.3. Questo modello, che contempla sforzi tridimensionali, non vuole essere rappresentativo di

tutto il dirigibile, ma solo delle sezioni intermedie, lontano dunque dalle estremità semplificate ai fini dell'analisi. Nonostante ciò, come si evince dalla figura B.7, è ancora presente una forte comportamento non lineare.

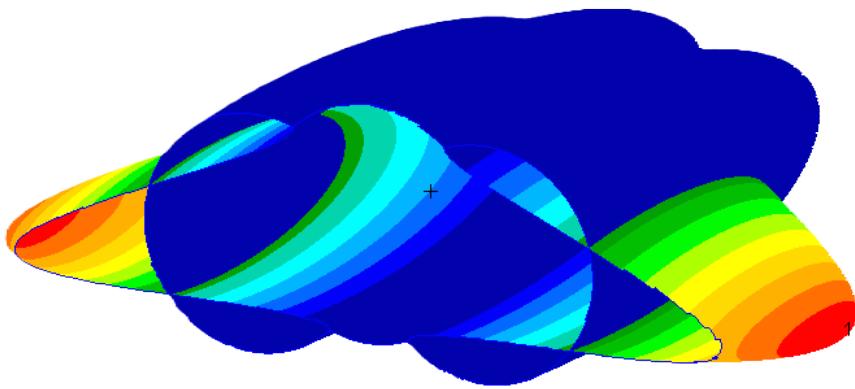


Figura B.7: *Modello FEM di Envelope completa.*

A valle di queste analisi è stato creato il modello riportato in sezione 2.3.1 e riassunto in tabella B.6, che semplifica la struttura irrigidendo i septum modellandoli tramite RBE2.

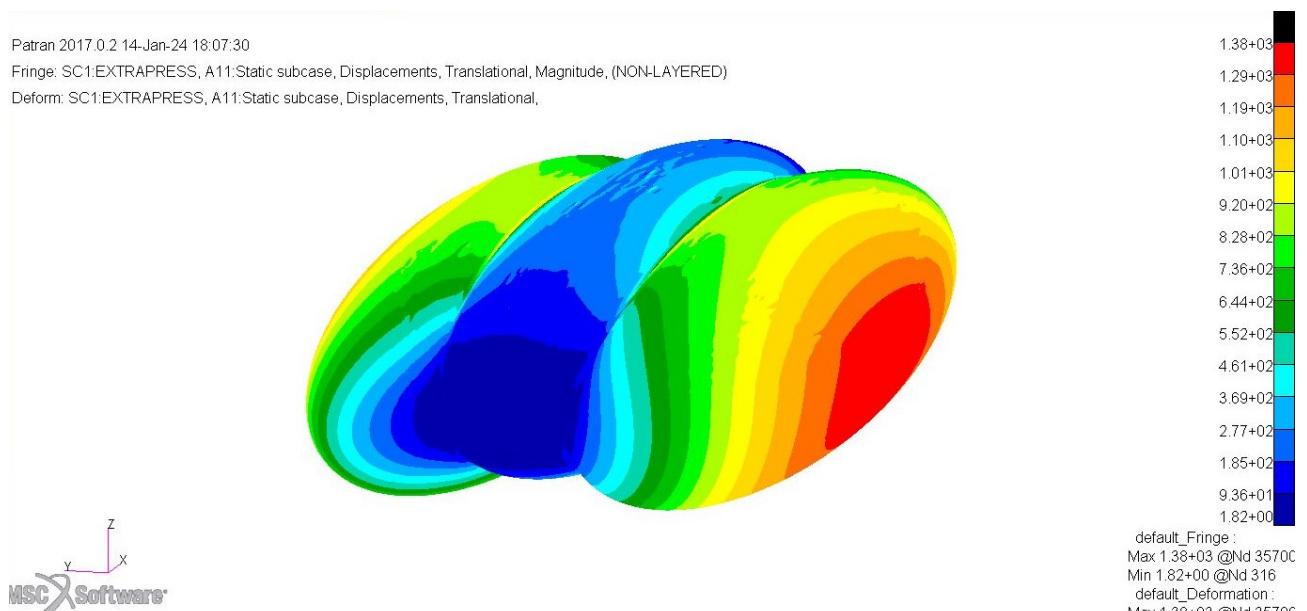


Figura B.8: *Gravity LC: Deformazione Envelope.*

Tabella B.6: *Caratteristiche del modello FEM dell'Envelop.*

| | |
|-----------|---|
| Materiale | Materiale layer strutturale: laminato HB80 by DSM-Dyneema, fibra di SK76 (UHMWPE) $E = 110000 MPa$ $\nu = 0.4$ $\rho = 980 Kg/m^3$ |
|-----------|---|

| | |
|-----------------|--|
| Proprietà Shell | Spessore = 0.147mm |
| Dimensione Mesh | 500mm |
| Proprietà Mesh | Shell 2D: QUAD4 ISOMESH |
| Carichi | Gradiente di Pressione (Bouyancy) Sovrapressione= 860Pa Gravità |
| Vincoli | 2x Vincolo 4DOF bloccati (T1,T2,T3,R2) su centri RBE2 |
| MPC | 2x RBE2 che costituiscono i septum |
| Load Cases | Gravità: Vincoli, Gravità, Gradiente, Sovrapressione Inertia Relief (INREL,-2): Gradiente, Sovrapressione |

Si ritiene che, come già riportato in sezione 2.3.2, i risultati riportati in questa appendice siano dovuti all'insorgere di momenti torcenti nei lobi laterali che non permettono ai setti di rimanere tesi generando un comportamento fortemente non lineare della struttura che andrà indagato in successive fasi progettuali.

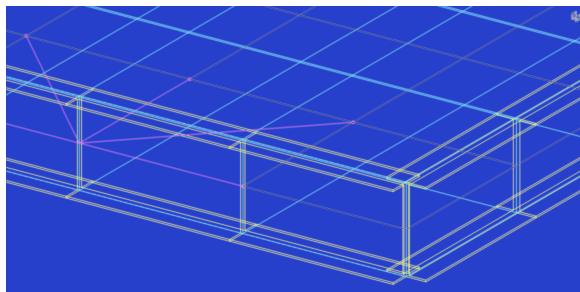
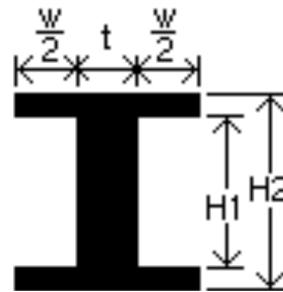
B.5 Sistema di carico/scarico

In questa sezione sono riportate le caratteristiche del modello FEM utilizzato per studiare la piastra di carico/scarico del Payload.

Tabella B.7: Caratteristiche del modello FEM della piastra.

| | |
|-----------------|---|
| Materiale | Core: Honeycomb 5052 $E_{11} = 1 \text{ MPa}$ $E_{22} = 1 \text{ MPa}$ $E_{33} = 2758 \text{ MPa}$ $G_{12} = 1 \text{ MPa}$ $G_{23} = 676 \text{ MPa}$ $G_{13} = 221 \text{ MPa}$ Skin: Alluminio 7075-T6 $E = 71700 \text{ MPa}$ $\nu = 0.33$ $\rho = 2810 \text{ kg/m}^3$ |
| Proprietà Shell | Spessore Honeycomb: <i>Configurazione 1: ct = 200mm</i> <i>Configurazione 2: ct = 150mm</i> <i>Configurazione 3: ct = 100mm</i> <i>Configurazione 4: ct = 50mm</i> Spessore pelli = 2.5mm |
| Proprietà Beam | Doppia T fig.(B.10) $t = H2 - H1; W = H2/2; H2 = H1 + spessore pelli$ <i>Configurazione 1: H1 = 200mm</i> <i>Configurazione 2: H1 = 150mm</i> <i>Configurazione 3: H1 = 100mm</i> <i>Configurazione 4: H1 = 50mm</i> |
| Dimensione Mesh | Element lenght = 250mm |
| Proprietà Mesh | Shell 2D: QUAD4 ISOMESH Beam 1D: BAR2 |

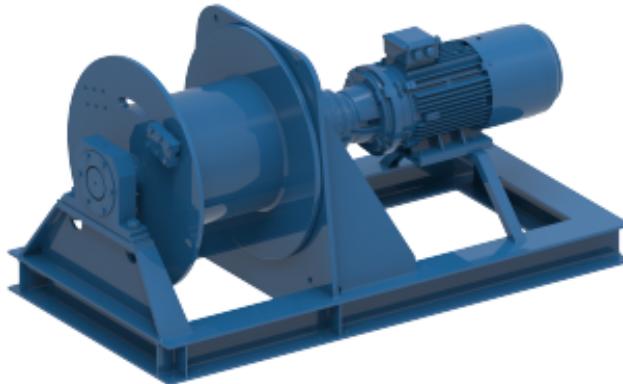
| | |
|---------|---|
| Carichi | Payload = $5\text{ton} \cdot SF(= 1.5)$ distribuiti su $16 \times 6 \text{ m}$ Pressione = 766Pa Gravità = 9810 N/ton |
| Vincoli | 6 Vincoli 3DOF bloccati (T1,T2,T3) |

Figura B.9: *Trave a doppio T.*Figura B.10: *Dimensioni della trave a doppio T.*

Alle caratteristiche che fanno riferimento al piano della piastra, E_{11} , E_{22} e G_{12} si è deciso di imporre il valore pari a 1 MPa, in quanto trascurabili rispetto ai valori delle altre tre caratteristiche E_{33} , G_{23} e G_{32} (contributi al di fuori del piano della piastra) durante la modellizzazione del honeycomb tramite un materiale ortotropo 3D, nel modello bidimensionale creato su *Hexagon MSC Patran*. Il valore di queste caratteristiche, non può essere posto uguale 0 perché porterebbe a errori numerici [16]. Per il materiale delle travi e delle pelli, si è deciso di usare l'Ergal, materiale molto comune nel settore aerospaziale.

B.6 Funi e argani

In questa sezione si considera il dimensionamento del sistema di funi e argani atti alla movimentazione della piattaforma di carico/scarico.

Figura B.11: *Argano Electric winch SB 309 E.*

Per le funi è stato necessario effettuare un dimensionamento vincolato ai pesi in gioco. In questo dimensionamento è opportuno utilizzare un safety factor, solitamente compreso tra 4 e 8 per le funi, ricavato da [17].

Il peso che una singola fune deve sollevare:

$$P_f = \frac{P}{N_f}$$

In cui

- P = peso totale

$$P = (P_{ospedale} + P_{piastra} + P_{travi}) \cdot 9.81 = 113040.6 \text{ N}$$

- $P_{ospedale} = 5000 \text{ kg}$
- $P_{piastra} = 6167 \text{ kg}$
- $P_{travi} = 356 \text{ kg}$

- N_f = numero delle funi = 6

Dalla formula della tensione di una singola fune è possibile ricavarne il suo diametro. La tensione è data da:

$$\sigma = \frac{P_{f_{SF}}}{A}$$

- $P_f = 18840.1 \text{ N}$
- $P_{f_{SF}} = SF \cdot P_f = 75360.4 \text{ N}$
- $SF = 4$ = safety factor
- $A = \frac{\pi D^2}{4}$ = area della fune
- D = diametro della fune

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{f_{SF}}}{\pi \sigma}}$$

La tensione di rottura di una fune di acciaio è pari a 800 MPa.

$$\sigma = 8 \cdot 10^8 \text{ Pa}$$

$$D = 0.0109 \text{ m}$$

A seguito del dimensionamento preliminare della fune si è fatta una ricerca sul mercato delle funi in commercio e si è scelta la fune AZ114AM: fune in acciaio zincato a 6 trefoli con 114 fili + anima metallica a 19 fili con diametro di 12 mm, soluzione identificata dalle funi in commercio proposte [18]. Un secondo approccio per il dimensionamento delle funi è basato sul lavorare in fail safe, ipotizzando che due delle funi possano arrivare a rottura.

Per questo motivo si è rieseguito il dimensionamento considerando 4 funi.

$$P = 113040.6 \text{ N}$$

$$P_f = 28260.15 \text{ N}$$

$$P_{f_{SF}} = 113040.6 \text{ N}$$

$$D = 0.0134 \text{ m}$$

Le funi devono avere un diametro di circa 13.4 mm. La scelta della fune ricade sulla fune AZ216AM, in acciaio zincato a 6 trefoli con 216 fili + anima metallica indipendente a 49 fili, con diametro di 14 mm.

In seguito è stato svolto un dimensionamento ulteriore utilizzando un SF minimo per le funi di un ascensore di 12, ricavato da bibliografia. I dati ottenuti, poi riportati di seguito, evidenziano che quanto fatto in precedenza, fosse un ragionamento corretto, per questo motivo si è deciso di utilizzare questo safety factor nel dimensionamento dell'effettiva fune usata dal sistema di carico/scarico.

$$P = 113040.6 \text{ N}$$

$$P_f = 18840.1 \text{ N}$$

$$P_{f_{SF}} = 226081 \text{ N}$$

$$D = 0.0189 \text{ m}$$

Le funi devono avere un diametro di circa 18.9 mm. La scelta della fune ricade sulla fune AZ216AM_AR, in acciaio zincato a 6 trefoli con 216 fili + anima metallica indipendente a 49 fili, con diametro di 19 mm.

Tabella B.8: *Tabella riassuntiva dimensionamento argano e funi.*

| Pesi | |
|--------------------|----------|
| Peso totale | 11304 kg |
| Peso ospedale | 5000 kg |
| Peso piastra | 6167 kg |
| Peso travi | 356 kg |

| Fune AZ216AM_AR | |
|------------------------|--|
| Numero di funi | 6 funi |
| Materiale | Acciaio zincato |
| Caratteristiche | 6 trefoli con 216 fili anima metallica ind. a 49 fili |
| Diametro fune | 19 mm |
| Peso | 1.51 kg/m |
| Diametro filo | 1.09 mm |
| Carico di rottura | 294 kN |
| Lunghezza fune | 30 m |

| Argano SB 309 E | |
|----------------------------------|---------|
| Carico limite (WLL) | 9000 kg |
| Carico limite first layer | 9000 kg |
| Carico limite top layer | 6285 kg |
| Massa | 1215 kg |
| Capacità del tamburo first layer | 24 m |
| Capacità del tamburo top layer | 163 m |

Appendice C

Aerodinamica

C.1 Stima e calcolo del C_{D_0}

La valutazione del coefficiente di resistenza di forma C_{D_0} è stata ottenuta mediante la seguente formula

$$C_{D_0} = C_{D_{0_{body}}} + 4C_{D_{0_{tail}}} + C_{D_{0_{gond}}} + C_{D_{0_{eng}}} + C_{D_{0_{acls}}} + C_{D_{0_{interf}}} \quad (\text{C.1})$$

dove:

- $C_{D_{0_{body}}}$ è il coefficiente di resistenza di forma del *body*, stimato come segue

$$C_{D_{0_{body}}} = \frac{C_{f_{body}} \cdot FF_{body} \cdot S_{wet}}{V^{2/3}} \quad (\text{C.2})$$

- $C_{D_{0_{tail}}}$ è il coefficiente di resistenza di forma degli impennaggi di *coda*. La formula utilizzata è la medesima del $C_{D_{0_{body}}}$, riferita questa volta al *tail*;
- $C_{D_{0_{gond}}}$ è il coefficiente di resistenza di forma della gondola, stimato attraverso la seguente formula da letteratura

$$C_{D_{0_{gond}}} = \frac{0.108 \cdot C_{D_{0_{body}}} \cdot V^{2/3} + 7.7}{V^{2/3}} \quad (\text{C.3})$$

- $C_{D_{0_{eng}}}$ è il coefficiente di resistenza di forma dei *motori*, dato da vari contributi stimati a monte, attraverso la formula

$$C_{D_{0_{eng}}} = C_{D_{0_{nac}}} + C_{D_{0_{cool}}} + C_{D_{0_{mount}}} \quad (\text{C.4})$$

- $C_{D_{0_{acls}}}$ è il coefficiente di resistenza di forma del sistema di atterraggio ACLS (*air cushion landing system*) stimato da letteratura ad un valore di $C_{D_{0_{acls}}} = 0.0002$.
- $C_{D_{0_{interf}}}$ è il coefficiente di resistenza di forma di interferenza, che tiene conto dell'interazione tra le varie parti della struttura complessiva. Tale valore è stimato attraverso la seguente formulazione

$$C_{D_{0_{interf}}} = \frac{4.78 \cdot 10^{-6} \cdot V}{V^{2/3}} \quad (\text{C.5})$$

Appendice D

Propulsione

D.1 Dimensionamento pannelli solari

Per minimizzare i pesi e ottimizzare la disposizione dei pannelli sulla superficie superiore curva del trilobato si scelgono celle solari CdTe di cui si riportano le specifiche necessarie al dimensionamento dei pannelli [19]

- $\eta_{sc} = 0.15$, efficienza della cella solare;
- **Peso specifico** delle celle *ultralightweight* pari a 0.5 kg/m^2 .

Per stimare la superficie dei pannelli necessaria a fornire una certa potenza si calcola innanzitutto la potenza disponibile

$$P_{disponibile} = P_{solare} \eta_{sc} \sin(\theta)$$

dove θ è l'angolo di incidenza del sole, per una stima preliminare si considera in maniera ottimistica un'incidenza sempre perpendicolare considerando la latitudine e la superficie curva del trilobato oltre al fatto che il dirigibile può essere direzionato grazie ai motori orientabili. La potenza solare è la radiazione solare media nell'arco della giornata che dipende da vari fattori come periodo dell'anno, latitudine e altitudine. Da un fit di dati presi dal sito web del *National Oceanic and Atmospheric Administration* per il Djibouti si stima una potenza disponibile media riportata nel grafico

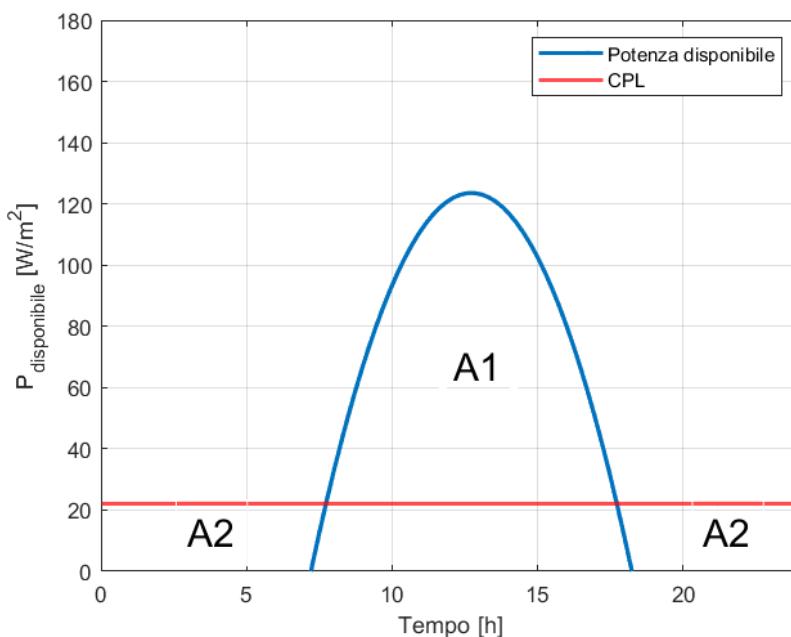


Figura D.1: *Potenza media disponibile sul Djibouti.*

Seguendo la procedura riportata in [7], per dimensionare i pannelli bisogna considerare che parte della potenza elettrica disponibile deve essere usata per alimentare le utenze durante il giorno e l'eccesso deve essere immagazzinato (mediante fuel cell o batterie) per garantire l'alimentazione delle utenze durante le ore notturne. Per trovare il corretto bilancio tra potenza disponibile per il giorno e potenza in eccesso da usare di notte si segue un processo iterativo che conduce al calcolo del *continuous power loading (CPL)*. Assumendo ragionevolmente che l'attività solare sia sufficiente tra le 7:00 e le 17:00, l'energia in eccesso accumulata durante il giorno è rappresentata dall'area

$$A_1 = \int_{daytime} (P_{disponibile}) - CPL \cdot daytime$$

mentre l'energia necessaria ad alimentare i sistemi durante la notte è rappresentata dall'area

$$A_2 = \frac{CPL}{\eta} \cdot (24 - daytime)$$

dove η è il rendimento del sistema di stoccaggio utilizzato (batterie o fuel cell). Si fa variare il CPL fino a quando l'energia in eccesso durante il giorno uguaglia il fabbisogno notturno considerando opportuni margini di sicurezza diversi nel caso di fuel cell e batterie. Una volta calcolato il CPL si stima la superficie dei pannelli come

$$S = \frac{P_{richiesta}}{CPL}$$

e il peso dei pannelli come

$$\text{Peso dei pannelli} = S \cdot \text{Peso specifico celle}$$

All electric

La configurazione all electric prevede di generare tutta la potenza necessaria, sia elettrica che propulsiva, grazie ai pannelli solari. Per la propulsione si impiegano motori elettrici. Lo schema di un impianto elettrico con fuel cell rigenerative è riportato in figura

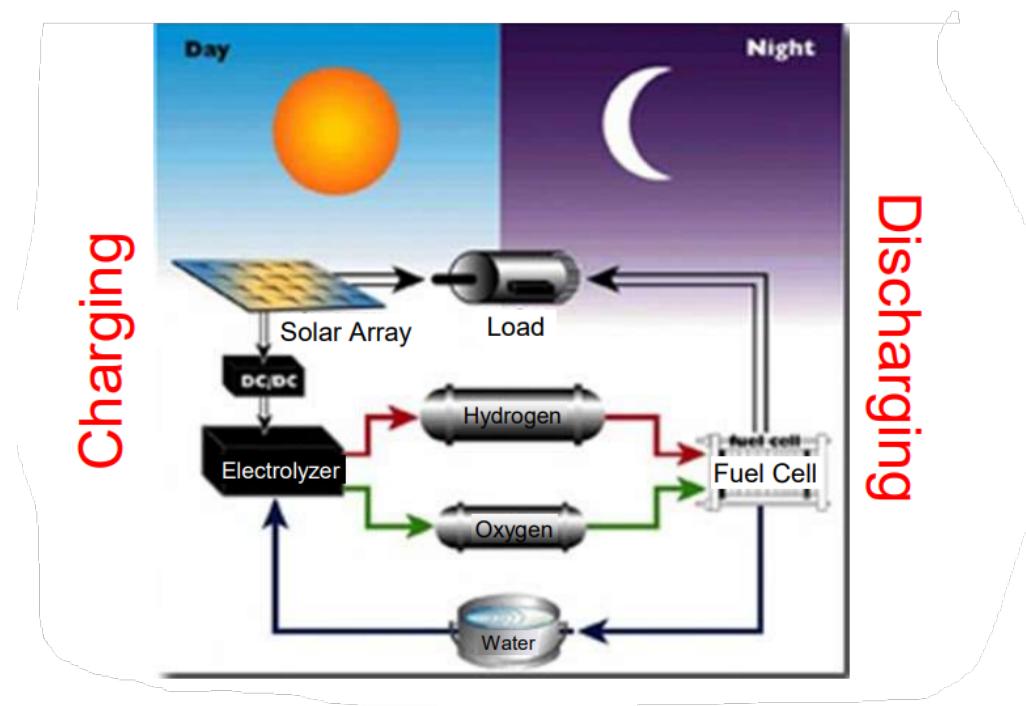


Figura D.2: Schema RFC [20].

Come fuel cell si considerano celle di ultima generazione a idrogeno [21] con le seguenti caratteristiche

- $\eta_{fc} = 0.507$ che computa l'efficienza delle fuel cell e della trasmissione;
- **energia specifica** = 555 Wh/kg, energia specifica della fuel cell che indica l'energia prodotta dalla fuel cell per 1 kg di idrogeno.

Con questi dati si calcola un CPL di $22.19 W/m^2$ per una superficie totale di pannelli necessaria di circa $16500 m^2$.

Ibrido con fuel cell

La configurazione ibrida prevede pannelli solari per la generazione della potenza elettrica necessaria ad alimentare i sistemi con fuel cell rigenerative come sistema di stoccaggio. La propulsione è affidata a motori a combustibile la cui selezione è rinviata alla sezione successiva.

Il dimensionamento dei pannelli è analogo al caso all electric ma la potenza richiesta è inferiore per cui si stima una superficie necessaria ai pannelli di circa $8000 m^2$. Il peso delle fuel cell è computato considerando la potenza di scarica

$$P_{scarica} = \frac{P_{richiesta}}{\eta_{fc}}$$

da cui si ricava il tempo di scarica

$$t_{scarica} = (24 - \text{daytime}) \cdot P_{scarica}$$

e infine si calcola il peso come

$$\text{Peso fuel cell} = \frac{t_{scarica}}{\text{energia specifica fuel cell}}.$$

Ibrido con batterie

Questa configurazione viene presa in considerazione per la semplicità e l'affidabilità. Inoltre con energia immagazzinata nelle batterie immediatamente disponibile si potrebbe pensare di equipaggiare il dirigibile con motori elettrici di piccole dimensioni per muovere eliche destinate a garantire la stabilità del velivolo. Come dimensionamento preliminare, tuttavia, si considera un caso simile al precedente, ovvero pannelli solari con batterie di stoccaggio per la generazione della potenza elettrica necessaria ad alimentare i sistemi e motori a combustibile per la propulsione. Lo schema dell'impianto solare con batterie è riportato in figura

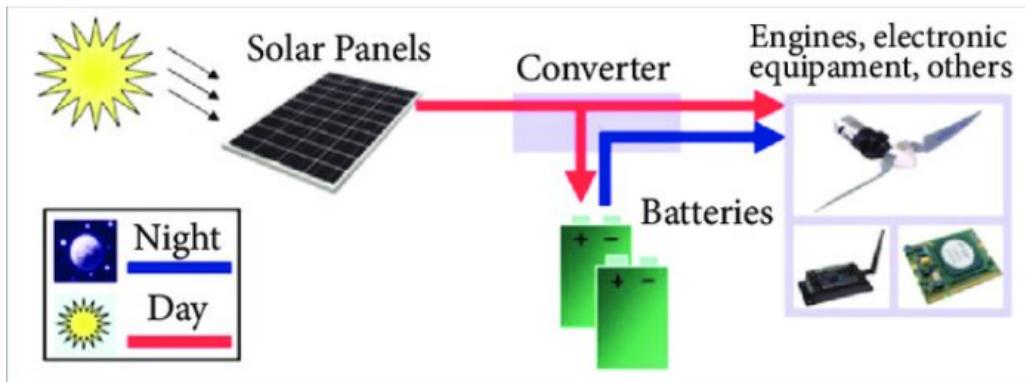


Figura D.3: *Pannelli solari con batterie [22]*.

Si considerano, anche in questo caso, batterie agli ioni di Litio di ultima generazione con le seguenti caratteristiche:

- $\eta_{batterie} = 0.7$;
- **energia specifica** = 140 Wh/kg.

Con questa configurazione si calcola un CPL di $27.82 W/m^2$ per un peso di 25 tonnellate di batterie. Il peso delle batterie si calcola in modo analogo a quello delle fuel cell.

D.2 Analisi strutturale delle pale

Per verificare la resistenza delle pale ai principali carichi a cui sono sottoposte si sono eseguite delle analisi strutturali tramite il software Ansys. Il materiale selezionato è la fibra di carbonio epossidica realizzata con il metodo pre-preg che, rispetto all'alluminio, ha rigidezza e resistenza maggiori, oltre che un peso minore e quindi minori azioni di inerzia per la pala. Le specifiche di tale materiale sono riportate in tabella D.1.

Tabella D.1: *Proprietà del materiale Carbon fiber epoxy UD pre-preg.* [23]

| Densità [g/cm ³] | E [GPa] | R _m [MPa] |
|------------------------------|---------|----------------------|
| 1.5 | 130 | 1750 |

In seguito all'applicazione della mesh di X elementi è stata eseguita un'analisi statica con la pala incastrata alla radice e sottoposta alla velocità di rotazione di 10 rps (figura D.4). Tale carico comporta una deformazione al tip pari a 11.3cm che corrisponde allo 0.016% della lunghezza totale della pala e una tensione equivalente, secondo il criterio di Von Mises, pari a $\sigma_{eq} = 114MPa$ che risulta di gran lunga inferiore della resistenza a rottura del materiale selezionato $R_m = 1750MPa$ (figure D.5a, D.5b).

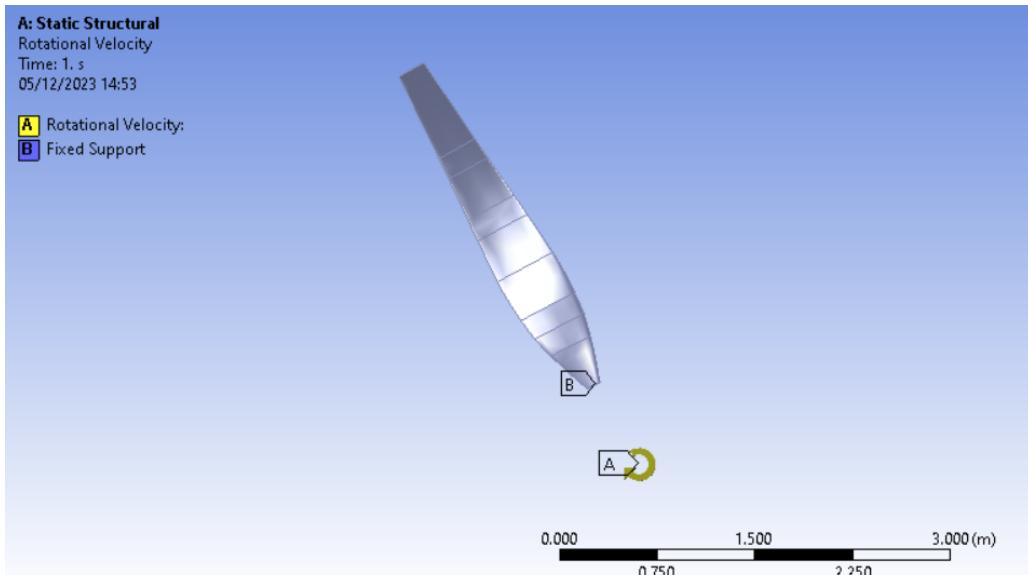


Figura D.4: *Visualizzazione dell'applicazione di carichi e vincoli alla pala.*

Per indagare i valori delle frequenze naturali di vibrazione e i rispettivi modi di vibrare è stata eseguita anche un'analisi modale della pala al fine di visualizzare i primi dieci modi. I valori delle frequenze naturali sono riportati in tabella D.2, mentre la visualizzazione del primo modo flessionale e del primo torsionale sono riportati nelle figure D.5c, D.5d.

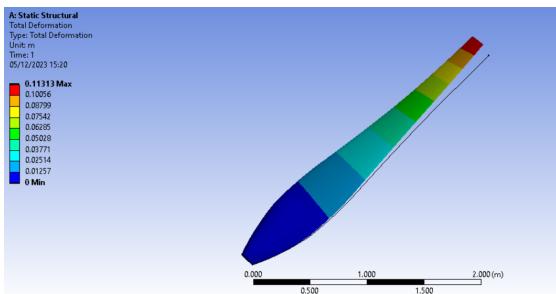
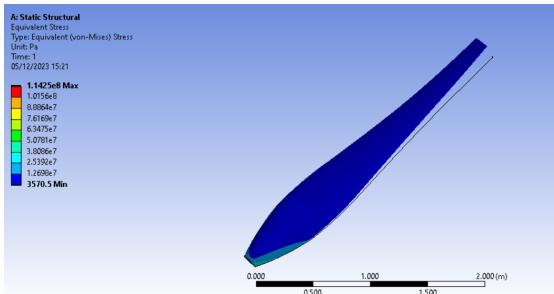
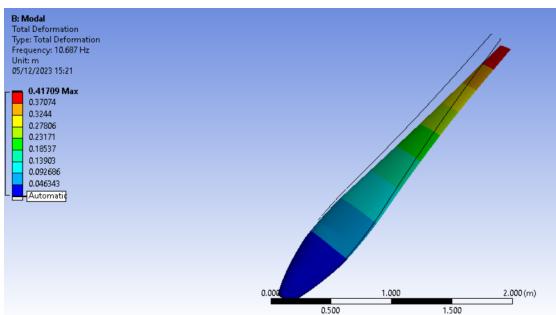
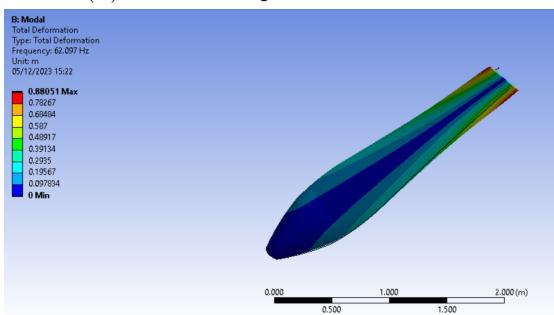
(a) *Deformazione statica.*(b) *Tensione equivalente di Von Mises.*(c) *Primo modo flessionale - $\Omega_n = 10.687\text{Hz}$.*(d) *Primo modo torsionale - $\Omega_n = 62.097\text{Hz}$.*

Figura D.5: Output dell'analisi strutturale

Tabella D.2: *Pulsazioni naturali dei primi dieci modi di vibrare della pala.*

| $\omega_{n,1}$ [Hz] | $\omega_{n,2}$ [Hz] | $\omega_{n,3}$ [Hz] | $\omega_{n,4}$ [Hz] | $\omega_{n,5}$ [Hz] | $\omega_{n,6}$ [Hz] | $\omega_{n,7}$ [Hz] | $\omega_{n,8}$ [Hz] | $\omega_{n,9}$ [Hz] | $\omega_{n,10}$ [Hz] |
|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|----------------------|
| 10.7 | 18 | 24.6 | 40.9 | 62.1 | 64.5 | 81.3 | 95.1 | 120.5 | 124.6 |

D.3 Analisi del serbatoio

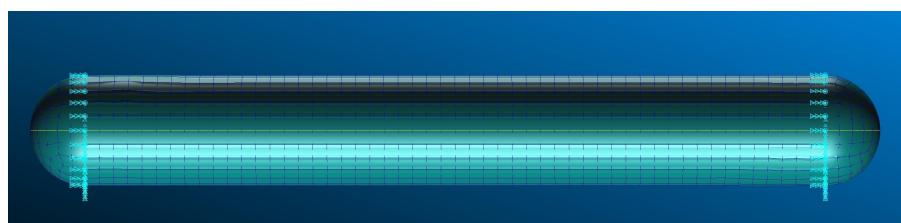
Attraverso l'utilizzo del software MSC Patran & Nastran è stata effettuata un'analisi inizialmente statica e successivamente modale del tank scelto, così da visualizzare le tensioni che agiscono su di esso e i modi propri di vibrare.

Le caratteristiche del materiale sono riportate in tabella:

Tabella D.3: *Proprietà meccaniche dei materiali.*

| | E_1 [GPa] | E_2 [GPa] | G_{12} [GPa] | ν_{12} |
|-------------------|-------------|-------------|----------------|------------|
| 6061Al | 70 | 70 | 26.92 | 0.3 |
| T700 Carbon/Epoxy | 181 | 10.3 | 5.86 | 0.28 |

E' stato considerato un incastro lungo le due circonferenze:

Figura D.6: *Incastro.*

Il risultato dell'analisi statica, applicando una pressione interna di $p = 248\text{bar}$ distribuita uniformemente sulla superficie è il seguente:

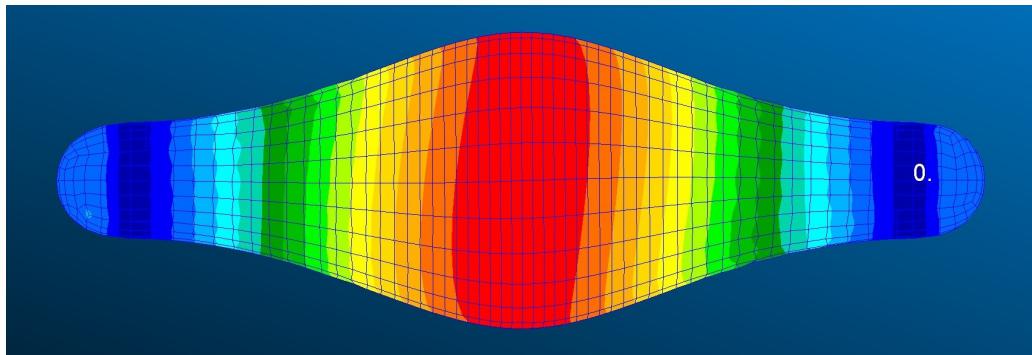


Figura D.7: *Deformazioni.*

Si riportano alcuni modi propri di vibrare del serbatoio a seguito dell'analisi modale:

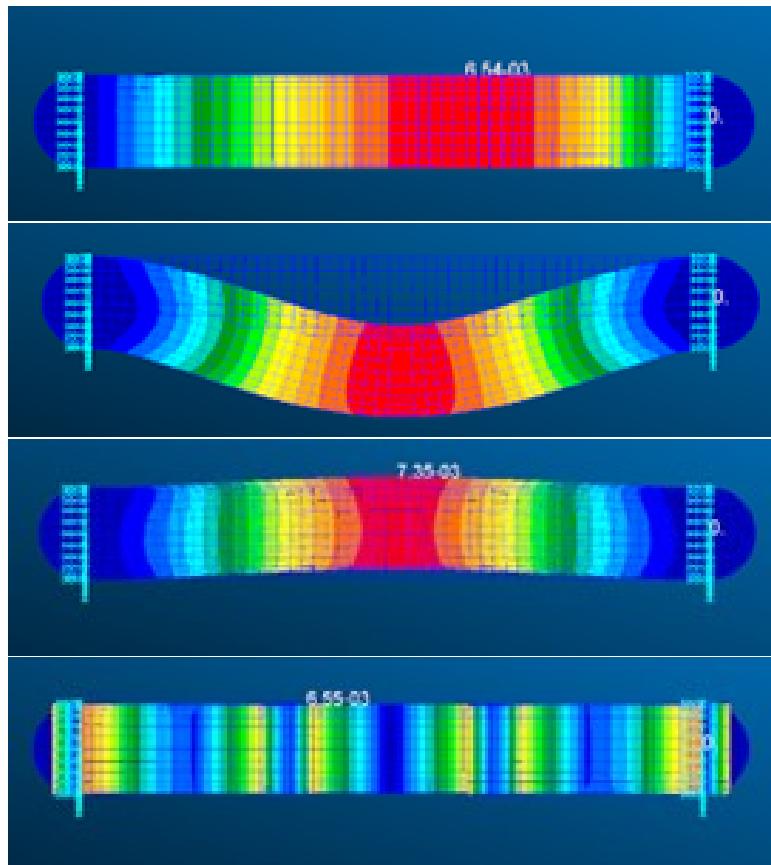


Figura D.8: *Modi propri di vibrare (1,5,6,10).*

D.4 Ciclo Termodinamico

Sulla base dei requisiti di progetto, considerando la velocità massima di crociera V_{max} , la resistenza aerodinamica D , e l'efficienza dell'elica η_{el} , è stato possibile determinare la potenza massima per ogni motore attraverso la seguente relazione:

$$P_{max} = \frac{v \cdot D}{\eta_{el} \cdot NE^1} \quad (\text{D.1})$$

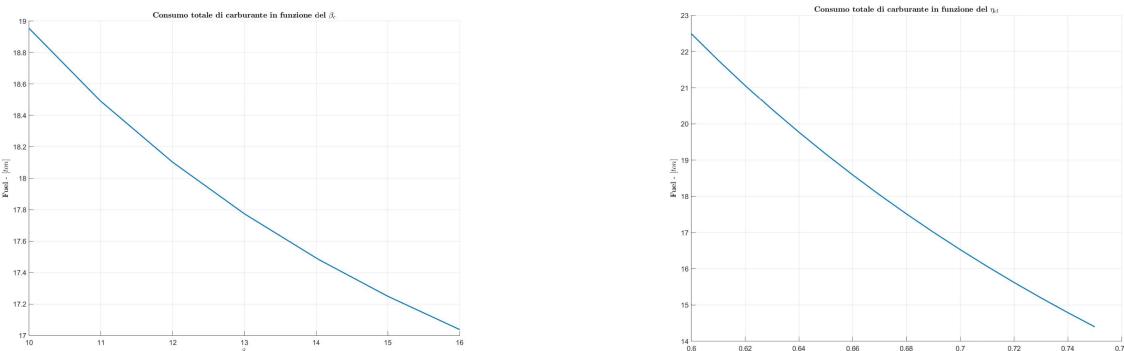
Successivamente, è stato elaborato un modello tramite script in Matlab al fine di simulare prestazioni e i consumi del turboshaft per la nostra specifica missione. Il ciclo termodinamico è stato parametrizzato in funzione di rapporto di compressione β_c ed efficienza dell'elica η_{el} . Ciò è stato fatto per operare una selezione ottimizzata dal database di motori, mirando a minimizzare i consumi di carburante.

Per semplificare il modello, sono stati assunti costanti i rendimenti e i calori specifici, mentre il motore è stato modellizzato come un turboshaft monoalbero, anziché come bialbero. Infine, per quanto riguarda la spinta, si è considerato solamente il contributo derivante dall'elica, trascurando il contributo dell'ugello. Queste assunzioni, nel contesto del nostro dimensionamento preliminare, risultano essere accettabili.

Tabella D.4: *Dati ciclo termodinamico.*

| β_c | T_3° | ε_d | η_{yc} | η_{yt} | η_{mt} | η_{mc} | ε_b | η_{rid} | H_i | η_{el} |
|-----------|-------------|-----------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-----------------|--------------|-----------------|-------------|
| / | 1300K | 1 | 0.9 | 0.89 | 0.98 | 0.98 | 0.97 | 0.98 | $43 \cdot 10^6$ | / |

Considerando l'architettura fissa dell'elica, si è deciso di variarne l'efficienza nell'intervallo compreso tra 0.6 e 0.75. Per quanto riguarda il rapporto di compressione, l'intervallo scelto è stato tra 10 e 16. I grafici seguenti mostrano il consumo totale di carburante per la missione in funzione dei parametri sopra menzionati.



(a) *Consumo totale di carburante in funzione di β_c .*

(b) *Consumo totale di carburante in funzione di η_{el} .*

Figura D.9: Consumo totale di carburante

Successivamente, è stata analizzato come varia la P_{max} in funzione dell'efficienza dell'elica. I risultati sono mostrati nel seguente grafico:

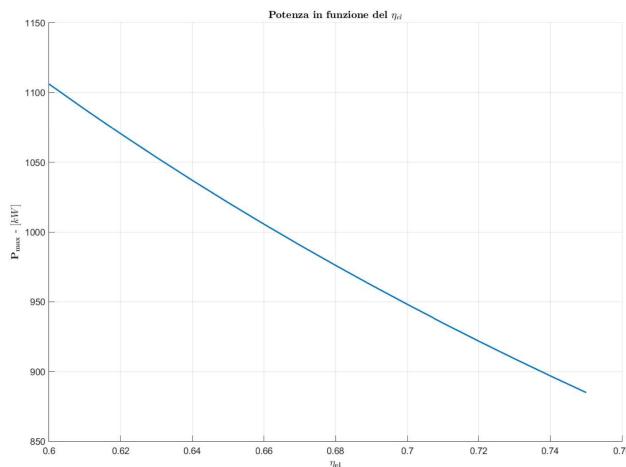


Figura D.10: *Potenza in funzione di η_{el} .*

Appendice E

Meccanica del volo

E.1 Tabelle di riferimento Meccanica del volo

Tabella E.1: *Forces e Torques Pilota.*

| Control | Maximum forces or torques | Minimum forces or torques |
|--|---------------------------|---------------------------|
| Elevator: | | |
| (i) Capstan wheel (1) | 167 lb. | 100 lb. |
| (iii) Wheel mounted on a column (Symmetrical) (Unsymmetrical)(2) | 200 lb. ----- | 100 lb. 100 lb. |
| (iii) Stick | 167 lb. | 100 lb. |
| Rudder: | | |
| (i) Rudder pedals | 200 lb. | 130 lb. |
| (ii) Wheel mounted on a column (3) | 50D in.-lb.(4) | 40D in.-lb.(4) |
| (iii) Stick | 67 lb. | 40 lb. |

Tabella E.2: *Dati sui coefficienti per il volume di coda di dirigibili noti.*

| # | Airship | Volume (ft ³) | Length, ℓ_B (ft) | Width or dia (ft) | Moment arm (% ℓ_B) | Horizontal tail area (ft ²) | Vertical tail area (ft ²) | Hor Tail Vol Coeff C_{HT} | Vert Tail Vol Coeff C_{VT} |
|----|---------------|---------------------------|-----------------------|-------------------|--------------------------|---|---------------------------------------|-----------------------------|------------------------------|
| 1 | ZP4K | 527,000 | 267 | 68.5 | 38 | 1108 | 888 | 0.063 | 0.0517 |
| 2 | ZNP M-x | 725,000 | 311 | 73.3 | 36 | 1280 | 1101 | 0.061 | 0.055 |
| 3 | ZP2N-1 | 975,000 | 343 | 75.4 | 38 | 1511 | 1511 | 0.058 | 0.058 |
| 4 | ZR-1 | 2,290,000 | 680 | 78.5 | 38 | 2870 | 2335 | 0.064 | 0.056 |
| 5 | K-X | 456,000 | 250 | 60 | 38 | 992 | 815 | 0.0632 | 0.0522 |
| 6 | GZ-20 | 202,700 | 192 | 50 | 44 | NA | 280 | - | 0.036 |
| 7 | M-2 | 648,000 | 302 | 69.5 | 36 | 1270 | 1130 | 0.0614 | 0.054 |
| 8 | Skyship 600 | 235,400 | 194 | 50 | 37 | NA | 437 | - | 0.0424 |
| 9 | Sentinel 1000 | 353,146 | 222 | 54.7 | 40 | NA | 732 | - | 0.0586 |
| 10 | AeroCraft | 40,500,000 | 894 | 476 | 34 | 28103 | 21252 | 0.08 | 0.061 |
| 11 | ZRS-4 | 8,542,981 | 785 | 133 | 36 | 7170 | 6980 | 0.062 | 0.060 |
| 12 | ZPN-1 | 875,000 | 321 | 73.5 | 38 | 1518 | 1518 | 0.063 | 0.063 |
| 13 | P-791 | 120,000 | 120 | 58 | 40 | 177 | 143 | 0.029 | 0.0235 |
| 14 | ISIS | 5,858,597 | 510.5 | 159.4 | 40 | 5600 | 5600 | 0.069 | 0.069 |
| 15 | R-31 | 1,610,000 | 615 | 65.5 | 40 | 2191 | 2060 | 0.0638 | 0.06 |
| 16 | ZPK2 | 425,000 | 249 | 57.8 | 38 | 992 | 815 | 0.0664 | 0.055 |

Center of buoyancy (c.b.) assumed at 0.45 ℓ from nose.

Tabella E.3: Derivate di stabilità.

| Imbardata | | Rollo | | Beccheggio | |
|-------------------|---------|-------------------|--------|-------------------|--------|
| C_{n_β} | -0.347 | $C_{l_{\dot{p}}}$ | -0.114 | C_{m_α} | 0.254 |
| C_{Y_β} | -0.559 | $C_{l_{\dot{p}}}$ | 0.017 | C_{l_α} | 0.690 |
| $C_{n_{\dot{r}}}$ | -0.394 | | | $C_{m_{\dot{q}}}$ | -0.394 |
| $C_{Y_{\dot{r}}}$ | 1.17 | | | $C_{L_{\dot{q}}}$ | 1.17 |
| $C_{n_{\dot{v}}}$ | -0.027 | | | $C_{m_{\dot{q}}}$ | 0.125 |
| $C_{Y_{\dot{v}}}$ | -0.090 | | | $C_{L_{\dot{w}}}$ | 0.936 |
| $C_{n_{\dot{r}}}$ | 0.00076 | | | $C_{m_{\dot{w}}}$ | 0.027 |
| $C_{Y_{\dot{r}}}$ | -0.002 | | | $C_{L_{\dot{q}}}$ | -0.090 |

E.2 Air Cushioning Landing System

Il valore del Landing Weight Heaviness è dato dalla seguente equazione:

$$W_{HL} = (1 - BR)(TOGW) \frac{m_{fuel}}{2} = 42775lb \quad (\text{E.1})$$

dove BR è il Buoyancy Ratio e il TOGW è il peso massimo al decollo.

Noto il Landing Weight Heaviness, è possibile calcolare l'area che assumerà ogni cuscinetto attraverso la formula riportata in letteratura:

$$A_P = \frac{0.23 W_{HL} g V_{SR}}{N_{pad} P_P} = 5027 ft^2 = 467 m^2 \quad (\text{E.2})$$

con $V_{SR} = 3$ ft/s è il Landing Sink Rate, $N_{pad}=4$ rappresenta il numero di cuscinetti, $P_P=14.4 \frac{lb}{ft^2}$ è la plenum pressure e g è l'accelerazione di gravità.

Il valore del raggio che dovrà assumere ogni pad sarà calcolato attraverso:

$$r_{pad} = \sqrt{\frac{A_P}{\pi}} = 12.2m \quad (\text{E.3})$$

E.3 Dinamica

E.3.1 Derivate di stabilità

Dinamica latero direzionale

$$A = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} C_{Y_\beta} \frac{q_{dyn} Vol^{2/3}}{V_\infty} & C_{Y_{\dot{r}}} \frac{q_{dyn} Vol}{V_\infty - m V_\infty} \\ C_{n_\beta} \frac{q_{dyn} Vol^{2/3} l_B}{V_\infty} & C_{n_{\dot{r}}} \frac{q_{dyn} Vol l_B}{V_\infty} \end{bmatrix}$$

$$B = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} C_{Y_{\delta_r}} q_{dyn} Vol^{2/3} \\ C_{n_{\delta_r}} q_{dyn} Vol^{2/3} l_B \end{bmatrix}$$

$$(\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} = \begin{bmatrix} m + C_{Y_{\dot{v}}} \rho Vol & C_{Y_{\dot{r}}} \rho Vol^{4/3} \\ C_{n_{\dot{v}}} \rho Vol^{4/3} & I_z + C_{n_{\dot{r}}} \rho Vol^{5/3} \end{bmatrix}$$

Dinamica di rollio

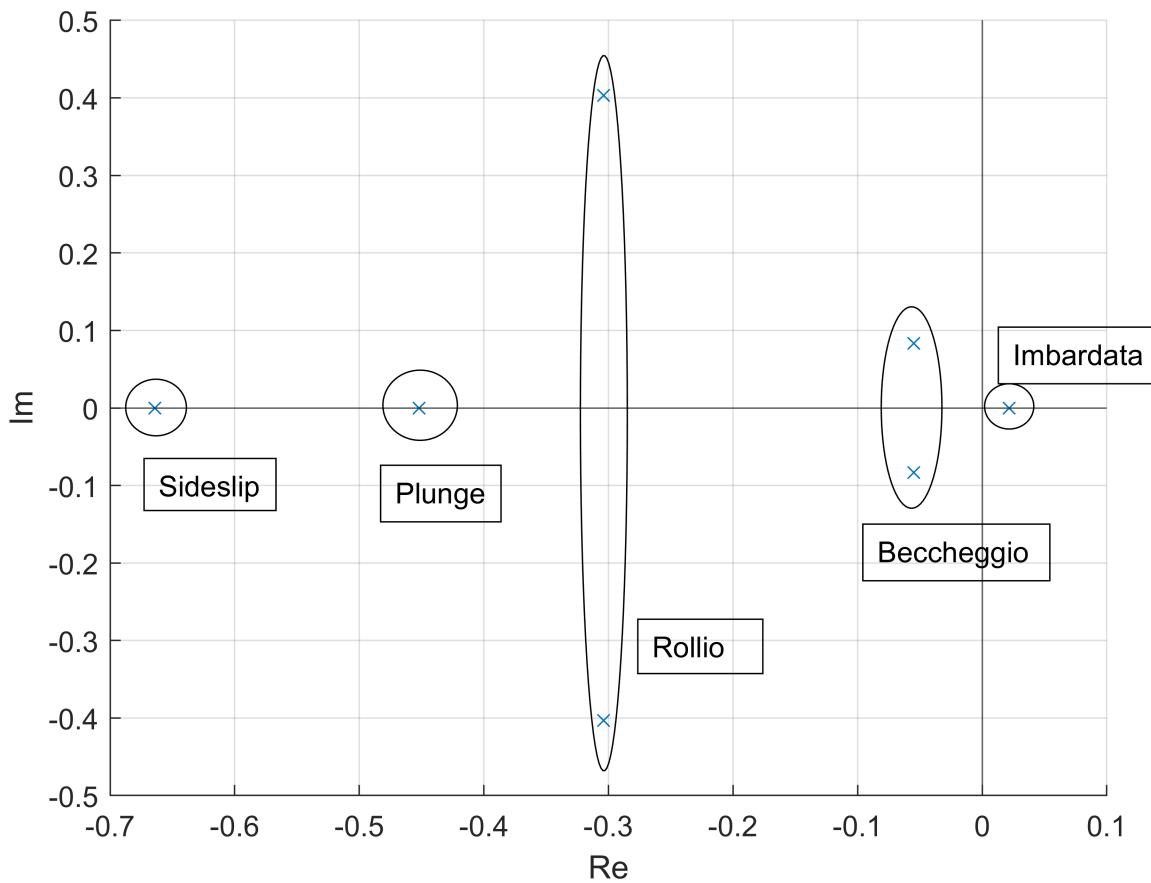
$$A = \begin{bmatrix} (I_x + C_{l_p} \rho Vol^{5/3})^{-1} & \left[C_{l_p} \frac{q_{dyn} Vol l_B}{V_\infty} - \rho g Vol \Delta z_{cg} \right] \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$$

Dinamica longitudinale

$$A = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} -C_{L_\alpha} \frac{q_{dyn} Vol^{2/3}}{V_\infty} & -C_{L_{\dot{q}}} \frac{q_{dyn} Vol}{V_\infty} + m V_\infty & 0 \\ C_{m_\alpha} \frac{q_{dyn} Vol^{2/3} l_B}{V_\infty} & C_{m_{\dot{q}}} \frac{q_{dyn} Vol l_B}{V_\infty} & -\rho g Vol \Delta z_{cg} \\ 0 & (\bar{M} + \bar{M}_a) & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} -C_{L_{\delta_e}} q_{dyn} Vol^{2/3} \\ C_{m_{\delta_e}} q_{dyn} Vol^{2/3} l_B \end{bmatrix}$$

$$\bar{M} + \bar{M}_a = \begin{bmatrix} m + C_{L_{\dot{w}}} \rho Vol & C_{L_{\dot{q}}} \rho Vol^{4/3} \\ C_{m_{\dot{w}}} \rho Vol^{4/3} & I_y + C_{m_{\dot{q}}} \rho Vol^{5/3} \end{bmatrix}$$

Root locusFigura E.1: *Root locus.*