



**Politecnico  
di Torino**

## **Politecnico di Torino**

Progettazione di veicoli aerospaziali  
A3 - Dirigibile

## **Aeolus**

*Wind Turbine Blades Transport*

**Professori:** Erasmo Carrera, Marco Petrolo  
Ing. Rodolfo Azzara

A.a. 2021-2022

## AUTORI

Alba Estellés Gil s293627  
Fabiola Faranna s282497  
Giulio Fasano s291378  
Gianfranco Fede s280229  
Valeria Fedele s291391  
Francesco Federico s281723  
Matteo Fenoglio s288978  
Niccolò Ferrari s289390  
Francesco Ferrario s280675  
Aleksandr Ferrigno s288790  
Gaia Ludovica Filippelli s278157  
Leonardo Filippini s290517  
Davide Forleo s291386  
Piermatteo Forte s276517  
Marco Gaetani s281412  
Lorenzo Galante s290636  
Francesco Galvano s288925  
Gabriele Gamba s288799  
Francesca Giacomina s291435  
Francesca Giardina s290623  
Giacomo Gioli Torrione s288839

## Sommario

Questo report è stato realizzato per il corso di "Progettazione dei veicoli aerospaziali" tenuto dal Professore Erasmo Carrera.

Il progetto in questione è quello di un dirigibile ibrido di concezione moderna. Questa macchina già storicamente famosa, grazie ai notevoli sviluppi in tutti i campi dell'aeronautica e aerospazio sta riscontrando una ricrescita e un nuovo interesse commerciale e scientifico.

L'obiettivo finale è sviluppare un conceptual design di un dirigibile ibrido che possa risultare competitivo nel mercato del trasporto di pale eoliche, per località prevalentemente onshore. Infatti, viste le numerose limitazioni a cui il trasporto su gomma è inevitabilmente soggetto, l'utilizzo di un dirigibile può risultare una alternativa valida e a basso impatto ambientale, che porterebbe notevoli benefici economici e ridurrebbe il tempo totale di trasporto contribuendo quindi ad una eventuale futura espansione e diffusione del mercato eolico in Europa e nel mondo.

Dopo un introduzione allo stato dell'arte il report prosegue con l'individuazione di un profilo di missione. Successivamente si riportano i principali risultati ottenuti dalle quattro sezioni di sviluppo individuate, ovvero Aerodinamica, Meccanica del volo e sistemi, Strutture e Propulsione.

I referenti del progetto sono il Professore Marco Petrolo e l'Ingegnere Rodolfo Azzara.

# Indice

<b>1</b>	<b>1. Stato dell'arte</b>	<b>1</b>
1.1	Classificazione . . . . .	1
1.2	Progetti in corso . . . . .	2
1.2.1	Sollevamento pesante . . . . .	2
1.2.2	Dirigibili per l'esplorazione spaziale . . . . .	3
1.3	Il dirigibile ibrido . . . . .	3
<b>2</b>	<b>2. Profili di missione</b>	<b>5</b>
<b>3</b>	<b>3. Progetto preliminare</b>	<b>8</b>
3.1	List of requirements . . . . .	8
3.2	Script MATLAB . . . . .	8
<b>4</b>	<b>4. Aerodinamica</b>	<b>10</b>
4.1	Scelta del profilo . . . . .	10
4.2	Il modello CAD . . . . .	11
4.3	Analisi CFD . . . . .	12
<b>5</b>	<b>5. Meccanica del volo e Sistemi</b>	<b>14</b>
5.1	Stabilità statica . . . . .	14
5.2	Dimensionamento Horizontal e Vertical Tail . . . . .	15
5.3	Stabilità dinamica . . . . .	16
5.4	Sistemi di controllo . . . . .	17
5.5	ACLS e sistema di atterraggio . . . . .	18
<b>6</b>	<b>6. Strutture</b>	<b>19</b>
6.1	Scelta del payload . . . . .	19
6.2	Scelta dei materiali . . . . .	19
6.2.1	Longheroni cargo bay . . . . .	19
6.2.2	Rivestimento . . . . .	20
6.3	Dimensionamento . . . . .	21
6.3.1	Dimensionamento Analitico Longheroni . . . . .	21
6.3.2	Dimensionamento statico funi . . . . .	22
6.4	Analisi FEM . . . . .	23
6.5	Stima dei costi . . . . .	23

<b>7</b>	<b>7. Propulsione</b>	<b>24</b>
7.1	Confronto e scelta del tipo di motore . . . . .	24
7.2	Propulsore . . . . .	25
7.2.1	Ciclo termodinamico . . . . .	25
7.2.2	Caratteristiche propeller . . . . .	26
7.2.3	Scelta profilo dell'elica . . . . .	27
7.2.4	Prestazioni . . . . .	27
7.2.5	Struttura delle eliche . . . . .	28
7.3	Posizionamento motori . . . . .	29
7.4	CAD propulsore . . . . .	29
<b>8</b>	<b>8. Conclusioni e futuri sviluppi</b>	<b>30</b>
8.1	Futuri sviluppi . . . . .	30
<b>A</b>	<b>A. Appendice Aerodinamica</b>	<b>32</b>
A.1	Confronto tra profili scelti . . . . .	32
A.2	Creazione della mesh . . . . .	33
<b>B</b>	<b>B. Appendice Meccanica del volo e sistemi</b>	<b>34</b>
B.1	Dimensionamento impennaggi . . . . .	34
B.2	Caratteristiche del profilo degli impennaggi . . . . .	35
B.3	Dinamica . . . . .	36
B.4	Sistema di controllo . . . . .	38
<b>C</b>	<b>C. Appendice Strutture</b>	<b>40</b>
C.1	Tipologie di payload e ottimizzazione degli spazi . . . . .	40
C.2	Analisi Statica . . . . .	43
C.3	Selezione dei materiali . . . . .	45
C.3.1	Longheroni . . . . .	45
C.3.2	Rivestimento . . . . .	46
C.3.3	Stima del peso dei rivestimenti . . . . .	48
C.3.4	Stima del peso della gondola . . . . .	49
C.4	Stima dei costi della struttura . . . . .	50
C.4.1	Longheroni . . . . .	50
C.4.2	Rivestimento . . . . .	51
C.4.3	Costo della manodopera . . . . .	51
<b>D</b>	<b>D. Appendice Propulsione</b>	<b>52</b>
D.1	Introduzione . . . . .	52
D.1.1	Thrust vectoring . . . . .	52
D.2	Confronto tra i motori e scelta . . . . .	53
D.2.1	Motore alternativo . . . . .	53
D.2.2	Turboprop . . . . .	53
D.2.3	Motore elettrico . . . . .	55
D.2.4	Ciclo . . . . .	56
D.2.5	Struttura delle eliche . . . . .	57
D.3	Activity Factor e analisi tensioni . . . . .	58
	<b>Bibliografia</b>	<b>59</b>

# Elenco delle figure

1.1	Classificazione strutturale dei dirigibili	1
1.2	Dimensioni dei dirigibili	2
1.3	Atlant Cargo Airship [8]	2
1.4	Stratobus [16]	3
1.5	Lockheed Martin P-791 [14]	3
1.6	Confronto configurazione ibrida e convenzionale	4
1.7	Dirigibile ibrido	4
1.8	Vantaggi del dirigibile ibrido rispetto a un dirigibile normale per quanto riguarda il trasporto dei carichi	4
1.9	Confronto tra i diversi mezzi di trasporto	4
2.1	Esempio di trasporto con truck	5
2.2	Seconda missione tratta dirigibile	6
2.3	Seconda missione tratta macchina	6
2.4	Seconda missione tratta dirigibile	7
2.5	Esempio di trasporto con macchina	7
3.1	Flowchart	9
4.1	Profilo NACA 4424	10
4.2	Curva $C_l - \alpha$	11
4.3	Vista in 3D	11
4.4	Vista frontale	12
4.5	Vista laterale	12
4.6	Vista isometrica	12
4.7	Vista frontale	12
4.8	CFD simmetrica	13
5.1	Equilibrio statico	14
5.2	Profilo tail NACA 4424	16
5.3	Modo longitudinale	17
5.4	Modo latero-direzionale	17
5.5	Modo rollio	17
5.6	Risposta di $\theta$ al gradino unitario.	18
5.7	Risposta di $r$ al gradino unitario.	18
5.8	Dettaglio CAD	18
5.9	Vista inferiore del dirigibile	18

6.1	Grafici GRANTA . . . . .	20
6.2	Sezione trave . . . . .	21
6.3	Modello CAD 3D della struttura . . . . .	23
7.1	Turboprop vs Motore a pistoni . . . . .	25
7.2	Grafici per la scelta di R e Omega . . . . .	26
7.3	Confronto tra i profili alari RAF 6 e CLARK Y . . . . .	27
7.4	Studio parametrico al variare di angolo di calettamento . . . . .	28
7.5	Studio Forza centrifuga . . . . .	28
7.6	Posizionamento motori . . . . .	29
7.7	CAD del Turboprop . . . . .	29
8.1	Rendering . . . . .	31
A.1	Configurazione trilobata con profilo NACA 0022. . . . .	32
A.2	Configurazione trilobata con profilo NACA 0024. . . . .	32
A.3	Configurazione trilobata con profili NACA 0015 (lobo centrale) e NACA 0024 (lobi laterali). . . . .	32
A.4	Vista mesh laterale. . . . .	33
A.5	Mesh solida in vista 3D. . . . .	33
A.6	Mesh solida, particolare coda. . . . .	33
B.1	Valori dei coefficienti del Tail Volume per dirigibili storici . . . . .	34
B.2	Andamento dei valori dei coefficienti del Tail Volume dei dirigibili storici in funzione del loro volume . . . . .	35
B.3	Andamento del $C_L$ del <i>tail</i> in funzione di $\alpha_{tail}$ . . . . .	35
B.4	Andamento del $C_L$ in funzione di $C_D$ del <i>tail</i> . . . . .	36
B.5	Andamento del $C_D$ in funzione di $\alpha_{tail}$ . . . . .	36
C.1	Modello CAD 3D della struttura . . . . .	40
C.2	Visualizzazione CAD del sistema di posizionamento delle pale . . . . .	41
C.3	Schema concettuale della spaziatura di 6 pale da 25 ton . . . . .	42
C.4	Schema concettuale della spaziatura di 4 pale da 32 ton . . . . .	42
C.5	Schema concettuale della spaziatura di 2 pale da 65 ton . . . . .	42
C.6	Forze applicate sulla struttura nel caso di payload da 6 pale da 25 tonnellate . . . . .	43
C.7	Spostamenti della struttura nel caso di payload da 6 pale da 25 ton ciascuna . . . . .	44
C.8	. . . . .	44
C.9	. . . . .	44
C.10	. . . . .	44
C.11	Grafici GRANTA per la selezione del materiale per ogni step . . . . .	46
C.12	Film properties . . . . .	47
C.13	Sezione di un tipico dirigibile ibrido cargo con rivestimento esterno, septums e ballonets . . . . .	47
C.14	Grafico del Relative Cost Index espresso in funzione del numero di unità da produrre . . . . .	50
C.15	Costo per libbra delle parti del velivolo . . . . .	51
D.1	Direzionalità dei motori . . . . .	52
D.2	Turboprop . . . . .	54
D.3	Cella a combustibile . . . . .	56
D.4	Ciclo termodinamico . . . . .	57

---

D.5 Grafico della spinta . . . . .	58
D.6 Studio Forza centrifuga . . . . .	58



# Elenco delle tabelle

3.1	Dati dimensionamento iniziale . . . . .	8
4.1	Risultati CFD . . . . .	12
5.1	Principali caratteristiche <i>Horizontal Tail</i> e <i>Vertical Tail</i> . . . . .	16
6.1	Principali proprietà fisiche e meccaniche della lega Al 7075-T6 . . . . .	20
6.2	Caratteristiche sezione . . . . .	21
6.3	Principali proprietà fisiche e meccaniche dell'AISI 316 . . . . .	22
6.4	Risultati per i vari payload . . . . .	22
6.5	Pesi braghe . . . . .	22
7.1	Potenze e pesi richiesti . . . . .	24
7.2	Confronto pesi Turboprop vs motore alternativo . . . . .	25
7.3	Dati iniziali e rendimenti del ciclo termodinamico . . . . .	25
7.4	Caratteristiche principali del motore . . . . .	26
7.5	Iterazioni per il calcolo di $\eta_p$ e $c_T$ . . . . .	26
7.6	Risultati processo di ottimizzazione . . . . .	27
7.7	Variazione della corda lungo il raggio . . . . .	28
8.1	Confronto <i>truck-dirigibile</i> . . . . .	30
A.1	Comparazione di lift, drag ed efficienza delle varie configurazioni. . . . .	32
A.2	Comparazione di lift e drag tra CFD con mesh approssimativa e raffinata. . . . .	33
B.1	Poli dei sistema prima del controllo . . . . .	38
B.2	Guadagni di entrambi PID. . . . .	39
B.3	Poli del sistema dopo i controlli . . . . .	39
C.1	Forze puntuali applicate alle travi . . . . .	43
C.2	Principali proprietà fisiche e meccaniche della lega Al 7075-T6 . . . . .	45
D.1	Potenze e pesi richiesti . . . . .	53
D.2	Missione corto raggio . . . . .	53
D.3	Missione medio raggio . . . . .	53
D.4	Missione corto raggio . . . . .	54
D.5	Missione medio raggio . . . . .	54
D.6	Dati iniziali e rendimenti del ciclo termodinamico . . . . .	56
D.7	Caratteristiche principali del motore . . . . .	56

# 1. Stato dell'arte

Un dirigibile nella sua configurazione convenzionale è un tipo di aerostato che ottiene il sostentamento da un gas che è meno denso di quello circostante, ovvero l'aria. Storicamente il gas utilizzato era l'idrogeno, facilmente reperibile e con una grande capacità di sostentamento, ma dopo il disastro del *LZ 129 Hindenburg*, è stato rimpiazzato con l'elio, molto più costoso ma inerte.

Modernamente si parla di configurazione ibrida per quei dirigibili in cui la portanza è suddivisa tra forza aerostatica e forza aerodinamica, dal parametro  $BR$ , *buoyancy ratio*.

## 1.1 Classificazione

Può essere proposta una classificazione a livello strutturale, esistono infatti tre tipologie di configurazioni:

- Dirigibili rigidi: hanno una struttura rigida coperta da un rivestimento esterno o involucro. L'interno contiene uno o più sacche di gas, celle o palloncini per fornire sollevamento.
- Dirigibili semirigidi: hanno una struttura di supporto, ma l'involucro principale è tenuto in forma dalla pressione interna del gas di sollevamento.
- Dirigibili non rigidi: privi di struttura interna, la pressione interna del gas mantiene la forma durante il volo.

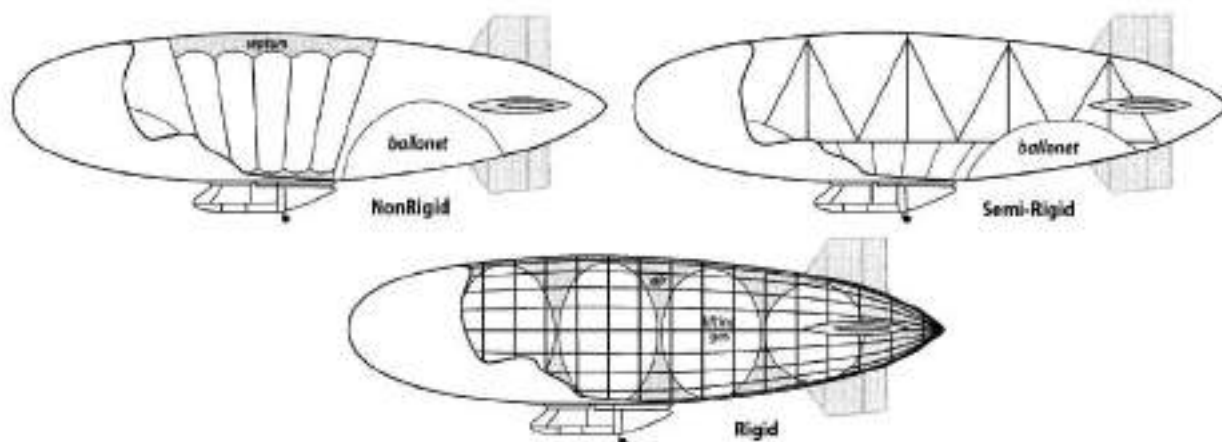


Figura 1.1: Classificazione strutturale dei dirigibili

## 1.2 Progetti in corso

Ad oggi non è noto se i dirigibili possano tornare ad operare in modo redditizio come nel passato. Ci sono state alcune nicchie per i dirigibili durante e dopo la seconda guerra mondiale, come osservazioni di lunga durata, pattugliamento antisommergibile, piattaforme per troupe televisive e pubblicità; questi generalmente richiedono solo imbarcazioni piccole e flessibili, e quindi sono stati generalmente meglio equipaggiati per dirigibili più economici (senza passeggeri).

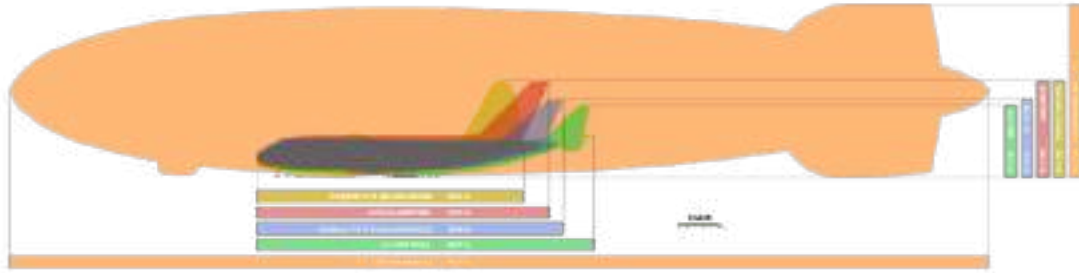


Figura 1.2: Dimensioni dei dirigibili

### 1.2.1 Sollevamento pesante

I dirigibili potrebbero essere impiegati per il trasporto di merci, in particolare per trasportare carichi estremamente pesanti in aree con scarse infrastrutture su grandi distanze. In alternativa, data l'alta capacità di carico, potrebbero essere adoperati nei cantieri per il sollevamento su breve distanza di materiale edilizio, in questo caso si parla di trasporto pesante a corto raggio. Va in questa direzione il progetto, interrotto per motivi finanziari, *Cargolifter*, che mirava a realizzare un dirigibile cargo più grande dell'*Hindenburg*.



Figura 1.3: Atlant Cargo Airship [8]

Un ostacolo allo sviluppo su larga scala dei dirigibili come autotrasportatori pesanti è stato capire come possono essere utilizzati in modo efficiente in termini di costi. Per avere un vantaggio economico significativo rispetto al trasporto marittimo, i dirigibili cargo devono essere in grado di consegnare il loro carico utile più velocemente dei vettori marittimi ma in modo più economico degli aerei. William Crowder, un membro del *Logistics Management Institute*, ha calcolato che i dirigibili cargo sono economici solo quando possono trasportare da 500 a 1.000 tonnellate, circa lo stesso di un aereo super-jumbo. Il grande investimento iniziale richiesto per costruire un dirigibile così grande è stato un ostacolo alla produzione, soprattutto in considerazione del rischio inerente a una nuova tecnologia.

### 1.2.2 Dirigibili per l'esplorazione spaziale

I dirigibili sono stati proposti come una potenziale alternativa economica ai lanci di razzi di superficie per raggiungere l'orbita terrestre. *JP Aerospace* ha proposto il progetto *Airship to Orbit*, che intende far galleggiare un dirigibile multistadio fino ad un'altitudine mesosferica di 55 km (180.000 piedi) e quindi utilizzare la propulsione ionica per accelerare alla velocità orbitale, raggiungibile data la scarsa resistenza dell'aria a quella quota. L'azienda non ha però ancora realizzato nessuna delle tre fasi.



Figura 1.4: Stratobus [16]

*Thales Alenia Space* ha proposto *Stratobus* un dirigibile autonomo che opera nella stratosfera ad un'altitudine di 20 chilometri, il che significa che appartiene alla famiglia *High Altitude Platform System* (HAPS). Fornendo una copertura regionale permanente, *Stratobus* risulta essere un complemento perfetto ai sistemi satellitari. Può trasportare carichi utili per eseguire diverse missioni vitali, tra cui la sorveglianza delle frontiere, il monitoraggio di siti di alto valore a terra o in mare (monitoraggio video delle piattaforme offshore, ecc.), la difesa e la sicurezza (lotta al terrorismo e al traffico di droga, ecc.), il monitoraggio ambientale (incendi boschivi, erosione delle spiagge, inquinamento, ecc.) e le telecomunicazioni (internet, 5G).

### 1.3 Il dirigibile ibrido



Figura 1.5: Lockheed Martin P-791 [14]

Un dirigibile si dice ibrido se la forza di sostentamento viene sviluppata in termini di forza aerostatica più una parte aerodinamica, generalmente il 20%.

Un esempio recente di dirigibile ibrido è il prototipo *Lockheed Martin P-791*, il cui primo volo risale al 31 Gennaio 2006. Il P-791 è stato progettato come parte del programma *Long Endurance Multi-intelligence Vehicle* (LEMV) dell'esercito degli Stati Uniti, ma ha perso la competizione del programma a favore del progetto HAV-3 della Northrop Grumman.

Il dirigibile ibrido si può considerare come l'evoluzione naturale del dirigibile convenzionale che prende ogni suo vantaggio e lo combina con la generazione di portanza, quindi coi vantaggi degli aerei moderni. I vantaggi principali sono innumerevoli sia rispetto al dirigibile convenzionale che rispetto agli aerei. Per prima cosa rispetto al dirigibile convenzionale, presenta una capacità di carico maggiore data dalla possibilità di combinare la portanza aerostatica data dal gas al suo interno con la portanza aerodinamica.

Rispetto a un aereo, ha un consumo di carburante per range molto basso il che gli consente di essere estremamente efficiente per viaggi lunghi che non richiedano una velocità elevata.

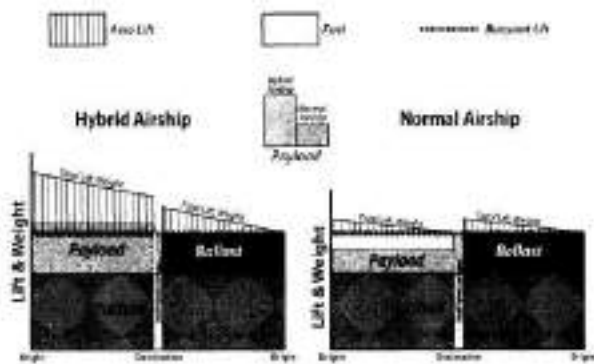


Figura 1.6: Confronto configurazione ibrida e convenzionale

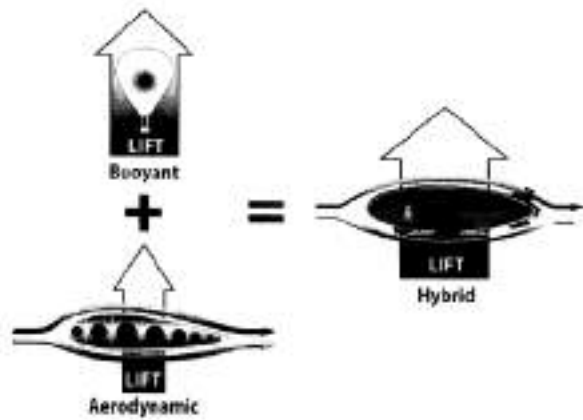


Figura 1.7: Dirigibile ibrido

Il dirigibile non è il sistema di trasporto più efficiente a parità di combustibile e di *payload* trasportato: come si evince dalla figura 1.9, le navi e i *truck* riescono a percorrere più miglia. Come si può vedere, però, il dirigibile rappresenta il sistema di trasporto più efficiente rispetto ai suoi *competitors* aerei.

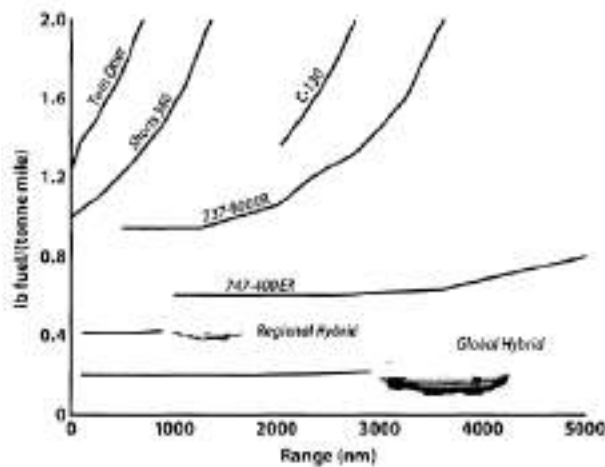


Figura 1.8: Vantaggi del dirigibile ibrido rispetto a un dirigibile normale per quanto riguarda il trasporto dei carichi

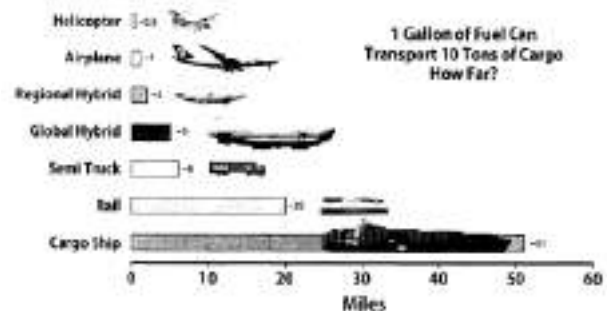


Figura 1.9: Confronto tra i diversi mezzi di trasporto

I punti di forza di un dirigibile cargo sono sicuramente la sua flessibilità operativa, la velocità maggiore rispetto a navi e *truck* e il maggior *payload* trasportabile rispetto al resto dei velivoli.

## 2. Profili di missione

Si vuole progettare un dirigibile ibrido trilobato con funzione cargo per il trasporto delle pale eoliche, da qui il nome **Aeolus**, per creare un'alternativa vantaggiosa al trasporto di pale su strada con *truck*. Tra le criticità del trasporto a terra si sottolineano tre aspetti: le grandi dimensioni del *truck* dovute alla necessità di trasportare le pale come pezzi unici, necessità di infrastrutture stradali adeguate e disagi alla viabilità.



Figura 2.1: Esempio di trasporto con truck

Il progetto prevede l'introduzione sul mercato di una famiglia di dirigibili cargo che possano percorrere differenti range. Secondo le analisi di mercato effettuate, che hanno permesso di individuare i maggiori produttori di pale eoliche al mondo, ci sono tre range che vanno particolarmente attenzionati:

- R=500 km
- R=3000 km
- R=10000 km

Si noti che la tratta più comunemente adoperata è la seconda, ed è quella presa a riferimento per la progettazione, mentre la terza tratta includerebbe trasvolate transoceaniche che risultano essere coperte in modo migliore dalle navi.

L'obiettivo della missione è quello di ottenere un mezzo di trasporto più vantaggioso su diversi fronti: economico, ovvero che il prezzo del trasporto per pala sia inferiore ai €15.000, della velocità, maggiore della velocità media di un *truck* per trasporto speciale di 20 km/h, e infine più efficiente, che trasporti più di una pala per viaggio.

Si prendono come riferimento delle tipologie di missioni reali, ipotizzando come punto di partenza la fabbrica di produzione. Per quanto riguarda l'impresa tedesca **Enercon**, terza al mondo per produzione di turbine eoliche, si registra una produzione di pale presso la *Kunststofftechnologie* ad Aurich, Germania. Tra le svariate località dove hanno installato le turbine di loro produzione si considera la tratta Aurich-Feldheim [10], che distano circa 440 km. Ad oggi la *wind farm* a sud di Berlino, monta tre E-115, che hanno un diametro del rotore pari a 115.7 m, circa 17 tonnellate per pala, per un *payload* di 51 ton.

La missione a medio raggio di riferimento si basa sulla multinazionale **General Electric** che negli Stati Uniti produce le pale nello stabilimento di *Grand Forks* in Dakota del Nord [9]. Alla *Shepherds Flat Wind Farm*, distante 2200 km dal luogo di produzione, sono presenti 99 turbine Ge 2.5-100 [15], con diametro 100 m e circa 11 tonnellate per pala, per un *payload* totale di 33 tons.

Per la seconda missione abbiamo:



Figura 2.2: Seconda missione tratta dirigibile

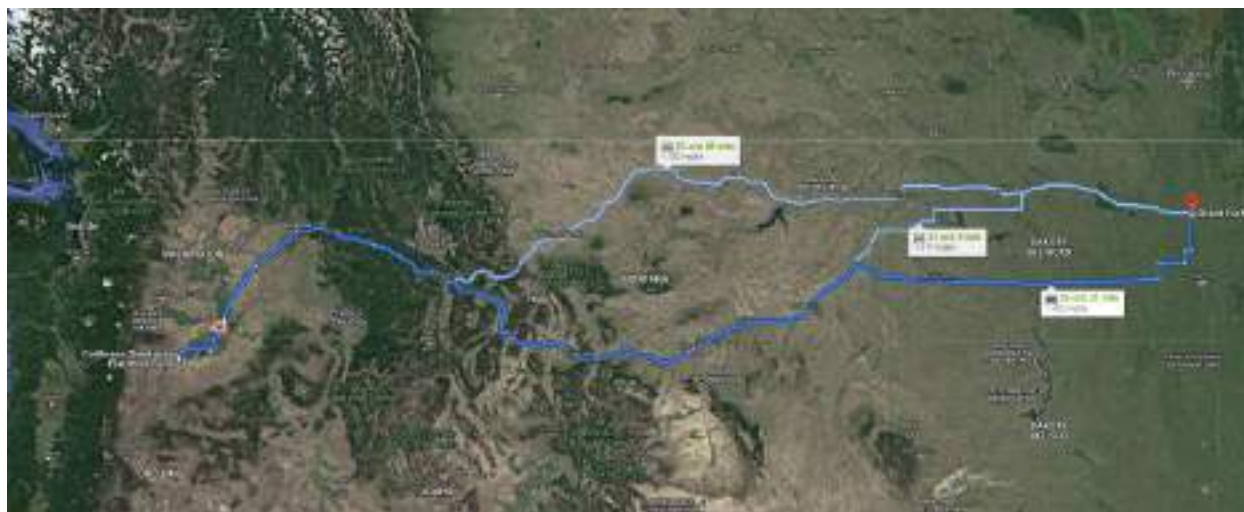


Figura 2.3: Seconda missione tratta macchina

Da questa immagine possiamo notare come il tempo di percorrenza di un velivolo che va a 90km/h é circa quello di una macchina ma tenendo in considerazione che le pale verrebbero trasportate su un truck come trasporto eccezionale si evince la convenienza dell'uso del dirigibile.

Mentre per la prima:

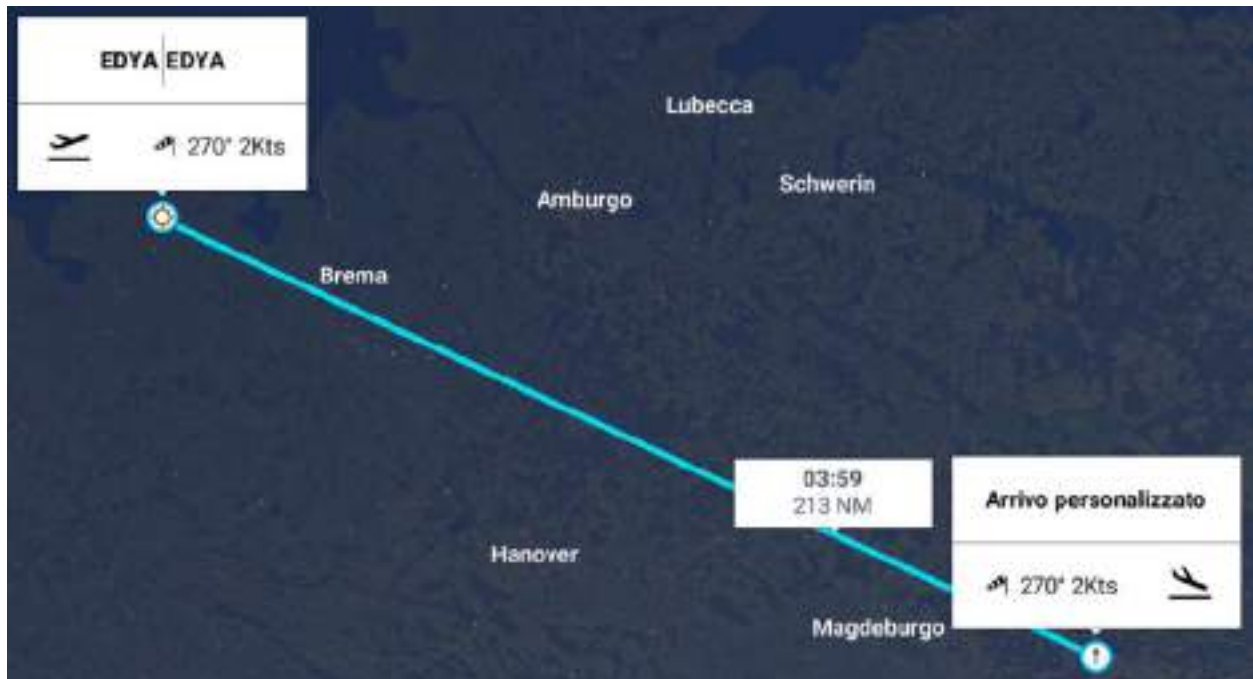


Figura 2.4: Seconda missione tratta dirigibile



Figura 2.5: Esempio di trasporto con macchina

Anche in questo caso valgono le osservazioni precedenti.



### 3. Progetto preliminare

Il primo step del progetto prevede il calcolo di un dimensionamento preliminare del dirigibile. Sulla falsa riga del *Sizing process* per un dirigibile ibrido descritto dal testo di riferimento [4], è stato realizzato uno script MATLAB che si basa sul calcolo del peso al *take off*  $W_g$  del dirigibile in due diversi modi:

- il primo valore si basa sulla quantità di carburante necessaria a volare per una distanza pari al range della missione;
- il secondo valore è stimato utilizzando delle relazioni fornite da [4].

Non appena i due  $W_g$  convergono ad un unico valore, si assume quello per la determinazione di tutti gli altri parametri.

#### 3.1 List of requirements

Per il dimensionamento preliminare del dirigibile, sono stati assunti i seguenti dati:

Requisiti		Assunzioni	
Range	3000 km	Numero di lobi	3
Payload	150 ton	Buoyancy Ratio atterraggio	0.80
Velocità di crociera	27,4 $\frac{m}{s}$	Fineness ratio	3
Quota di crociera	1300 m	Brake Specific Fuel Consumption	0.47
Lifting gas	elio	Numero motori	6

Tabella 3.1: Dati dimensionamento iniziale

È possibile che questi dati non coincidano con i risultati finali. I valori riportati potrebbero venire modificati per esigenze progettuali in quanto sono finalizzati a determinare unicamente il punto di inizio del dimensionamento del dirigibile.

#### 3.2 Script MATLAB

Il flusso di calcoli inizia ipotizzando un valore del **volume** del dirigibile. Dato tale valore, si procede al calcolo delle dimensioni: lunghezza, altezza, diametro equivalente e diametro dei lobi, tenendo in considerazione la configurazione trilobata.

Noti questi parametri, si calcolano dei **coefficienti aerodinamici** e in seguito i **pesi parziali**

**della struttura:** il peso operativo a vuoto, il peso in condizioni di zero fuel, il peso del combustibile...

In questa fase è stato inserito un loop interno di controllo della percentuale di **combustibile residuo**: secondo la normativa della [12], la quantità di *Fuel Reserve* si basa sulla quantità di combustibile necessaria a percorrere 30 min in situazione di VFR (*Visual Flight Rules*). Questo valore si attesta intorno al 7% del combustibile totale.

Vengono quindi calcolati due valori del **peso lordo al decollo**:  $W_{G_{perf}}$  basato sull'esecuzione della missione e  $W_{G_{wts}}$  basato sulla stima del peso totale.

$$W_{G_{perf}} = W_{LAND} + fuel_{burned}$$

$$W_{G_{wts}} = W_{OE} + fuel + PL$$

dove  $W_{LAND}$  indica il peso all'atterraggio,  $W_{OE}$  il peso a vuoto operativo,  $fuel$  è la massa di carburante imbarcato,  $fuel_{burned}$  la massa di carburante bruciato e  $PL$  il *payload*.

Il processo viene iterato fin quando i due valori del peso lordo al decollo non giungono a convergenza. Tra un'iterazione e l'altra, il parametro che viene aggiornato è il volume.

Il procedimento appena descritto può essere riassunto con il seguente *flowchart*:

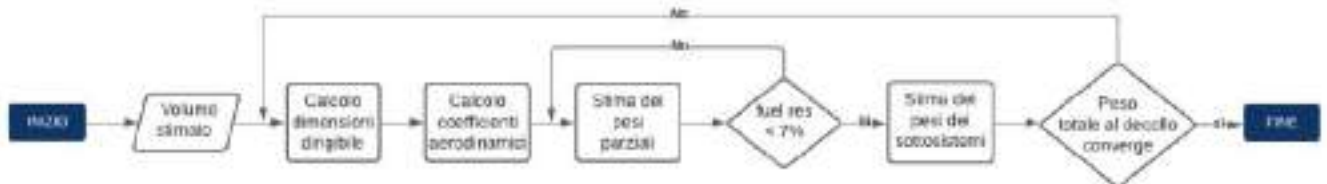


Figura 3.1: Flowchart

## 4. Aerodinamica

Il dirigibile nasce dall'esigenza di coniugare i benefici di un velivolo convenzionale con quelli di un dirigibile classico. Esso riesce, infatti, a generare portanza sia grazie all'aerodinamica, sia grazie alla forza aerostatica tipica dei dirigibili tradizionali.

La forza aerostatica data dal gas non è modulabile ma rimane pressoché costante, quindi la portanza aerodinamica risulta essere necessaria per migliorare le prestazioni del dirigibile e per permetterne la sua manovrabilità.

Punto di partenza dell'analisi aerodinamica è la scelta di un profilo aerodinamico adeguato a garantire il sostentamento in volo nelle diverse fasi della missione. Successivamente l'analisi si concentra sulla creazione di un modello geometrico del dirigibile, testato attraverso analisi CFD per verificarne fattibilità e soddisfacimento di tutti i requisiti.

### 4.1 Scelta del profilo

L'analisi aerodinamica parte dalla scelta del profilo aerodinamico. L'idea iniziale è quella di considerare profili simmetrici che risultano avere semplicità costruttiva, quindi dei ridotti costi di produzione. Restringendo il campo si scelgono due profili simmetrici: il NACA 0022 e il NACA 0024. Entrambi i profili producono risultati incongruenti con i requisiti di volume e appaiono inadatti a generare la portanza richiesta.

Il profilo adatto si rivela essere un profilo non simmetrico ma che rispetta tutti i requisiti. Il profilo selezionato è il *NACA 4424*, mostrato in Figura 4.1.

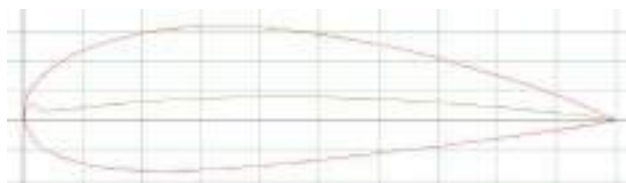
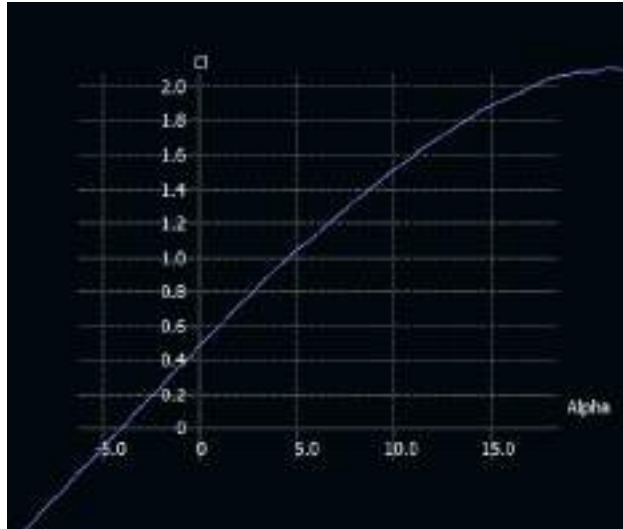


Figura 4.1: Profilo NACA 4424

Attraverso il software XFLR5 [7] si ricavano i valori di portanza e resistenza considerando il numero di Reynolds calcolato:

$$Re \approx 2 \cdot 10^9$$

In Figura 4.2 si riporta la curva  $C_l - \alpha$  per il profilo in esame.

Figura 4.2: Curva  $C_l - \alpha$ 

## 4.2 Il modello CAD

Successivamente lo studio prosegue con la costruzione del modello CAD attraverso l'uso del software Solidworks[2].

Utilizzando il profilo scelto si costruiscono i tre lobi che vengono poi intersecati per ottenere i volumi e le dimensioni ricavate nel capitolo 3.

Per ricavare la larghezza complessiva si utilizza il metodo proposto da Carichner e Nicolai[3] in cui larghezza ( $width$ ) e lunghezza ( $l_b$ ) del dirigibile sono funzioni del diametro di ciascun lobo.

$$width = (1 + N_{lobi}) \frac{d_c}{2}$$

$$l_B = FRd_e$$

dove  $d_c$  è il diametro dei lobi,  $FR$  è il *fineness ratio* pari a 3 e  $d_e$  è il diametro equivalente, ossia il diametro dell'area circolare equivalente.

Nel seguito si riporta il CAD iniziale, modello che verrà poi ottimizzato aggiungendo anche le superfici di coda.



Figura 4.3: Vista in 3D



Figura 4.4: Vista frontale



Figura 4.5: Vista laterale

### 4.3 Analisi CFD

Avendo a disposizione il modello CAD del dirigibile, si procede con l'analisi CFD i cui risultati vengono mostrati nella pagina seguente. Per dettagli riguardanti l'analisi si rimanda all'Appendice A.

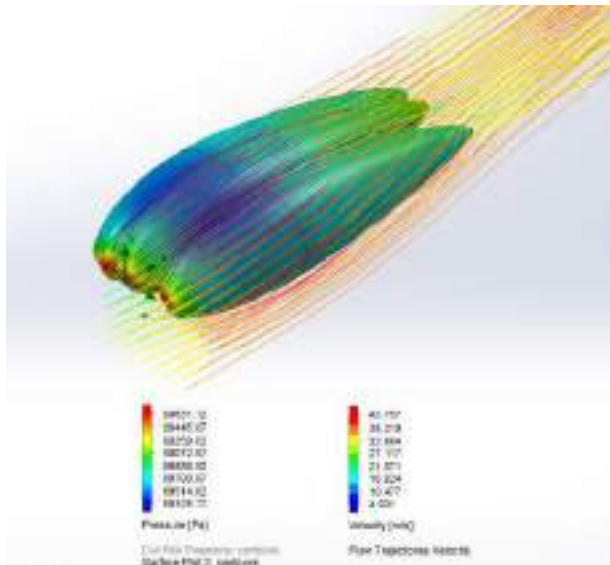


Figura 4.6: Vista isometrica

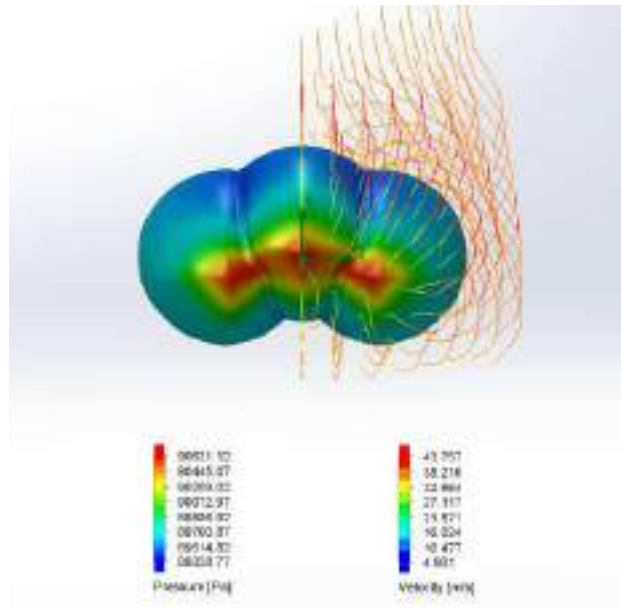


Figura 4.7: Vista frontale

Da qui si ricavano i valori di portanza e resistenza e il centro di massa del dirigibile, riportati in Tabella 4.1.

Analisi CFD	
$L_{CFD}$ [N]	774032.79
$D_{CFD}$ [N]	294264.97
$x_{cm}$ [m]	67.57
$y_{cm}$ [m]	1.10
$z_{cm}$ [m]	0

Tabella 4.1: Risultati CFD

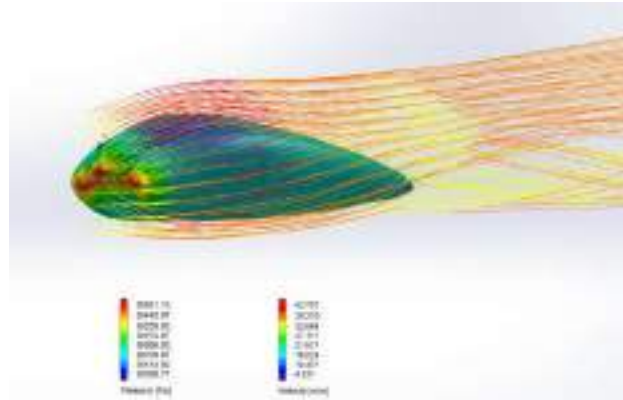


Figura 4.8: CFD simmetrica

Ponendo in relazione i valori delle forze aerodinamiche ricavate dall'analisi CFD con quelli teorici iniziali, si ottengono i coefficienti correttivi  $K_L$  e  $K_D$  rispettivamente per le curve di portanza e resistenza.

$$K_L = \frac{L}{L_{CFD}} = \frac{\frac{1}{2} \rho C_L V_{cruise}^2 Vol^{2/3}}{L_{CFD}}$$

$$K_D = \frac{D}{D_{CFD}} = \frac{\frac{1}{2} \rho C_D v V_{cruise}^2 Vol^{2/3}}{D_{CFD}}$$

Attraverso questi coefficienti verranno poi dimensionati in modo adeguato e definitivo le superfici di coda e infine verrà prodotto un modello CAD aggiornato del dirigibile.

## 5. Meccanica del volo e Sistemi

Si procede adesso allo studio della stabilità di **Aeouls**.

Dall'analisi della stabilità statica sarà possibile dimensionare le superfici esterne, le quali hanno lo scopo di facilitare il controllo del dirigibile e a migliorare la stabilità.

Si procede poi allo studio della stabilità dinamica e al calcolo degli autovalori del problema, punto di partenza per il dimensionamento di un sistema di controllo.

Infine, verrà dimensionato l'ACLS (*Air Cushion Landing System*): il sistema di atterraggio di **Aeouls**.

### 5.1 Stabilità statica

In questa sezione, si vuole analizzare la stabilità statica longitudinale del dirigibile. Un generico velivolo, è instabile se il coefficiente  $C_{M\alpha}$  è negativo:

$$C_{M\alpha} = c_{L\alpha} \frac{x_G - x_N}{c} < 0$$
$$\Rightarrow x_G < x_N$$

questo si traduce nell'avere il baricentro anteriore al punto neutro, ovvero il centro aerodinamico del velivolo completo.

Dall'analisi CFD riportata nel paragrafo 4.3, è emerso che la distanza dal "naso" dell'*Airship* al baricentro è pari a  $x_G = 67.57 \text{ m}$ .

I dirigibili ibridi sono intrinsecamente **instabili** sull'asse longitudinale, vista la loro natura di corpo di rivoluzione. Per la ricerca del centro aerodinamico, è stato considerato lo schema dell'equilibrio statico in figura 5.1.

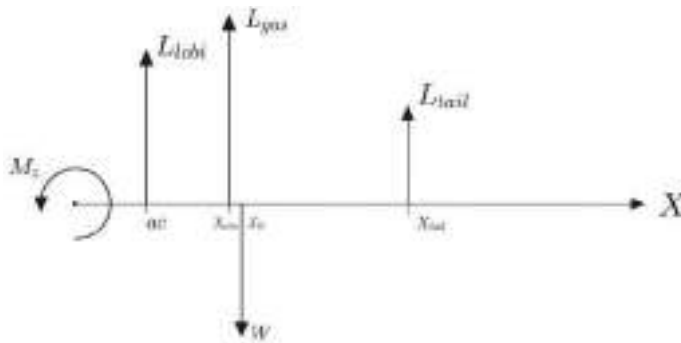


Figura 5.1: Equilibrio statico

dove:

- $W$  è il peso del dirigibile, applicato nel baricentro della struttura;
- $L_{gas} = W \cdot BR$  è il contributo della portanza dato dall'elio, applicato nel baricentro dell'elio;
- $L_{lobi}$  è il contributo della portanza aerodinamica, ed è stato ricavato dall'analisi CFD;
- $L_{tail}$  è il contributo di portanza dato dagli impennaggi, considerato pari al 15% della portanza aerodinamica, come riportato in [4] ed è applicato nel relativo centro aerodinamico;
- $M_z$  è il momento di beccheggio, ricavato dall'analisi CFD.

Si riporta l'equazione di equilibrio calcolata rispetto all'origine del sistema di coordinate introdotto, corrispondente al "naso" del dirigibile.

$$M_z + L_{lobi} \cdot x_{ac} + L_{gas} \cdot x_{gas} - W \cdot x_g + L_{tail} \cdot x_{tail} = 0$$

Esplicitando la coordinata del centro aerodinamico, si trova che

$$x_{ac} = \frac{(M_z + L_{gas} \cdot x_{gas} + L_{tail} \cdot x_{tail} - W \cdot x_g)}{L_{lobi}} = 50.50 \text{ m}$$

Emerge quindi che l'*Airship* presenta la caratteristica instabilità longitudinale dei dirigibili ibridi.

## 5.2 Dimensionamento Horizontal e Vertical Tail

Per realizzare la stabilità statica di cui sopra lungo l'asse longitudinale, dunque la *pitch stability* e il *longitudinal control*, si usano rispettivamente lo *stabilizer* e l'*elevator*. Allo stesso modo per la stabilità statica lungo l'asse Z, la *weather cock stability*, e il controllo direzionale si usano rispettivamente l'impennaggio verticale e il suo *rudder*.

Concettualmente, le superfici portanti dei dirigibili ibridi hanno dimensioni simili tra loro, ma le *vertical tails* sono tipicamente leggermente più piccole delle *horizontal tails*. La valutazione preliminare delle dimensioni dell'*Airship* tramite lo script Matlab ci ha permesso di arrivare a un valore della superficie dell'*Horizontal Tail* pari a:

$$S_{HT} = 7.28 \cdot 10^3 \text{ ft}^2 = 676.12 \text{ m}^2$$

e del *Vertical Tail* pari a:

$$S_{VT} = 6.50 \cdot 10^3 \text{ ft}^2 = 604.02 \text{ m}^2$$

Tali valori sono stati selezionati dai risultati ottenuti per la missione a lungo raggio in modo da essere il più possibile conservativi nella nostra valutazione.

Per essere sicuri della validità del risultato, si è effettuato un confronto con il mercato dei dirigibili storici osservabile nell'Appendice [B.1].

Avendo dei valori più attendibili delle superfici è possibile ricavare:

$$C_{L_{HT}} = \frac{L_{HT}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_{HT}} = \frac{116100 \text{ N}}{\frac{1}{2} \cdot 1.07898 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot (30.6 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2 \cdot 676.1 \text{ m}^2} = 0.34$$

Si è acquisito e implementato come profilo aerodinamico per il tail ottimizzato per la nostra missione il profilo NACA 4424 visibile in 5.2.



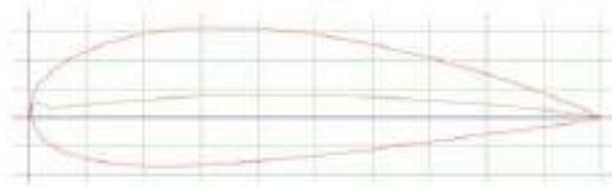


Figura 5.2: Profilo tail NACA 4424

Il valore del  $C_{L_{HT}}$  sopra calcolato può essere soddisfatto, come meglio delineato nell'Appendice B.2, con  $\alpha_{tail} = 2.1^\circ$ . Di conseguenza, l'angolo di calettamento dell'*Horizontal Tail* calcolato rispetto all'asse x-body del velivolo sarà:

$$i_{tail} = \alpha_{tail} - \alpha = 2.1^\circ - 7^\circ = -4.9^\circ$$

dove  $\alpha = 7^\circ$  è l'angolo di incidenza del dirigibile.

La geometria degli impennaggi è stata definita sulla base dei valori ottenuti tramite lo script Matlab, imponendo come forma quella trapezoidale, sulla base degli esempi da letteratura. Si sono effettuate considerazioni geometriche che hanno portato alla definizione delle caratteristiche dimensionanti. Per una maggiore facilità di lettura sono stati riassunti nella Tabella 5.1:

	Horizontal Tail		Vertical Tail	
Centro aerodinamico	132,7 m	435,37 ft	128,57 m	421,28 ft
Corda media aerodinamica	18.5 m	60.33 ft	17,38 m	57,02 ft
Aspect Ratio AR	2	2	2	2
Superficie in pianta	676.1 m <sup>2</sup>	7277.53 ft <sup>2</sup>	604.02 m <sup>2</sup>	6501,59 ft <sup>2</sup>
Corda al <i>root</i>	23.7 m	77,76 ft	22,4 m	73.49 ft
Corda al <i>tip</i>	13.3 m	43.64 ft	12.4 m	40.56 ft
Taper Ratio TR	0.56	0.56	0.55	0.55
Apertura alare	37 m	120.66 ft	34.76 m	114.03 ft
<i>Sweep Angle</i> $\Lambda$	30°	0.52 rad	30°	0.52 rad

Tabella 5.1: Principali caratteristiche *Horizontal Tail* e *Vertical Tail*

### 5.3 Stabilità dinamica

L'analisi della stabilità dinamica di un *Airship*, analogamente a quella di un aereo, inizia con la formulazione delle equazioni del moto di corpo rigido, una volta fatta l'assunzione di corpo perfettamente rigido.

Le equazioni sono ottenute utilizzando la seconda legge di Newton e successivamente sono linearizzate utilizzando la teoria delle piccole perturbazioni. Nonostante tale semplificazione, tuttavia, è preferibile ricondurre il problema ad un problema agli autovalori e agli autovettori introducendo la formulazione stato-spazio. Le approssimazioni dei modi di *pitch*, *roll* e *yaw* in formulazione stato-spazio sono riportate nell'appendice [ B.3 ], alla quale si rimanda per una descrizione più di dettaglio.

Di seguito sono riportate le prime stime della dinamica del dirigibile sotto forma di grafici *Root Loci*, ottenute tramite formulazione Matlab. Inoltre, essendo in una fase di *conceptual design* e non avendo condotto studi sperimentali, sono state adottate derivate aerodinamiche provenienti dall'analisi statistica.

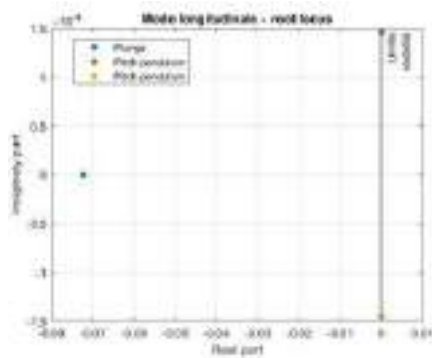


Figura 5.3: Modo longitudinale

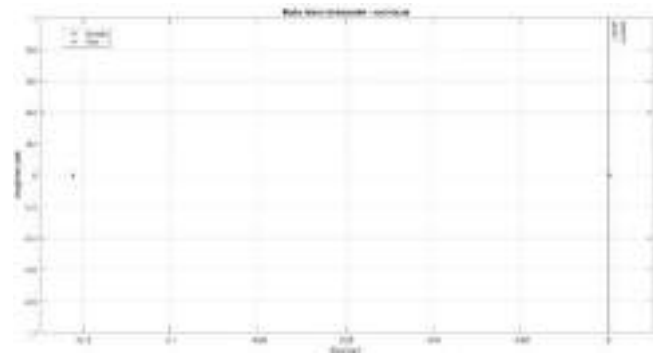


Figura 5.4: Modo latero-direzionale

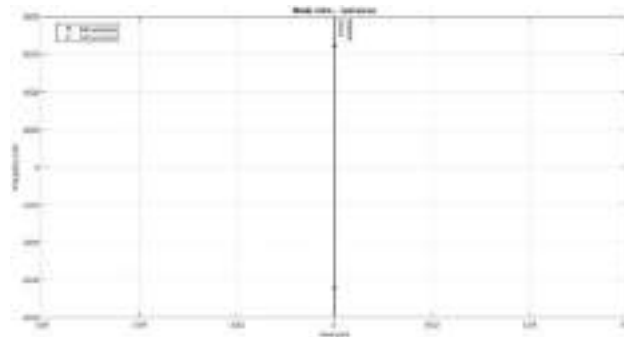


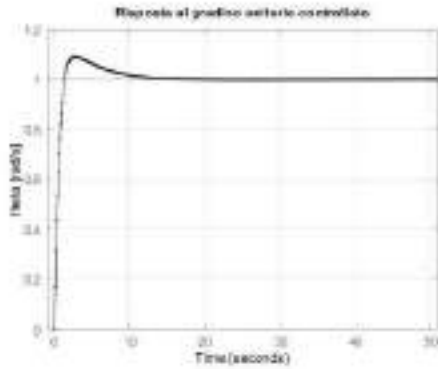
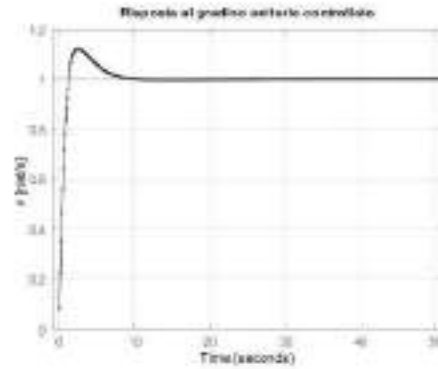
Figura 5.5: Modo rollio

Dai grafici si evince come ci sia una instabilità sia nella dinamica longitudinale che in quella latero-direzionale, dal momento che la parte reale degli autovalori rappresentativi di quei modi è positiva. Invece, la dinamica di rollio presenta un modo indifferente, poiché la parte reale degli autovalori è prossima allo zero.

## 5.4 Sistemi di controllo

L'analisi dinamica condotta ha evidenziato un'instabilità sia nella dinamica longitudinale che nella dinamica latero-direzionale e per questo motivo si è passati alla realizzazione di un sistema di controllo per entrambi i modi. Come controllore si è deciso di realizzare un *PID - Proportional Integral Derivative*: un sistema in retroazione negativa che tipicamente porta il sistema a convergere stabilizzandolo. Per un approfondimento di natura teorica sul PID si rimanda all'appendice [B.4]. L'implementazione del PID è stata realizzata tramite il toolbox di Matlab *PID Tuner*, che ha permesso di esportare i tre parametri principali del controllore PID: il guadagno proporzionale, il guadagno integrale e il guadagno derivativo.

A seguito dell'applicazione dei controllori alla dinamica longitudinale e latero-direzionale e nel rispetto delle specifiche di progetto (rispettivamente  $time\ to\ peak\ t_p < 4\ s$ ,  $max\ overshoot\ M_p < 10\%$  e  $time\ to\ peak\ t_p < 2\ s$ ,  $max\ overshoot\ M_p < 15\%$ ) si ottengono i seguenti andamenti della risposta del sistema:

Figura 5.6: Risposta di  $\theta$  al gradino unitario.Figura 5.7: Risposta di  $r$  al gradino unitario.

## 5.5 ACLS e sistema di atterraggio

Un dirigibile ibrido deve esser progettato con una velocità di atterraggio di circa  $4 \frac{f}{s}$  e deve poter sopportare un peso pari a:

$$W_{HL} = (1 - BR) \cdot MTOW - \frac{1}{2} f_{fuel} = 8914.151 \text{ lb}$$

Tale peso viene scaricato al suolo da un carrello triciclo e compensato dalla portanza generata dal sistema di *Air Cushion Landing System* (ACLS): un sistema di 4 *pad* posizionati sul ventre del dirigibile che permettono il decollo, l'atterraggio e lo svolgimento delle operazioni a terra o su qualsiasi altra superficie ragionevolmente piana, compresa l'acqua, anche in presenza di vento. I *pad* in fase di crociera vengono retratti.

Per il dimensionamento dei 4 cuscini, si considera un *landing sink rate* pari a  $V_{SR} = 4 \frac{f}{s}$  e una pressione interna di 0.1 *psi*, per cui l'area di ogni *pad* viene calcolata con la seguente legge empirica:

$$A_p = 0.23 \cdot W_{HL} \cdot \frac{V_{SR}}{N_{pad} \cdot P_i} = 1392.8 \text{ ft}^2 = 129.4 \text{ m}^2$$

I 4 *pads* avranno quindi le seguenti dimensioni:

$$H = 1.5 \text{ m}$$

$$R = 6.41 \text{ m}$$

Tali dimensioni consentono l'accesso alla stiva e le operazioni di carico e scarico del *payload*.



Figura 5.8: Dettaglio CAD

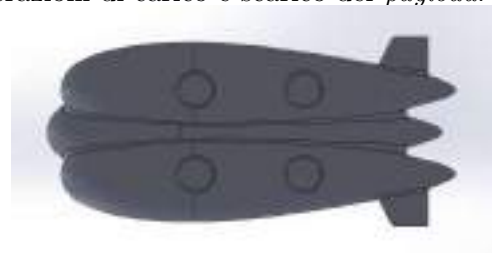


Figura 5.9: Vista inferiore del dirigibile

È prevista la presenza di un carrello retrattile, che ha il compito di facilitare le operazioni di rullaggio in pista. Il peso del carrello è ripartito nel seguente modo: il 20% è dovuto al carrello anteriore e l'80% a quello posteriore. Complessivamente vale:

$$W_{LG} = 31.2 \cdot (0.002 \cdot W_{H0})^{0.84} = 4293.6 \text{ lb}$$

## 6. Strutture

### 6.1 Scelta del payload

In base a quanto ricavato da una ricerca di mercato sulle aziende operanti nel settore europeo per la produzione di pale eoliche on shore, si selezionano tre tipologie di *payload* differenti da 150 tonnellate ciascuna. Le tre configurazioni sono:

- 2 pale da 65 tonnellate lunghe 69.8 metri con un diametro dell'attacco pala di 5 metri;
- 4 pale da 32 tonnellate lunghe 60 metri con un diametro dell'attacco pala di 4 metri [18];
- 6 pale da 25 tonnellate lunghe 44 metri con un diametro dell'attacco pala pari a 3 metri [11].

Il dimensionamento per 150 tonnellate rende comunque il caso di studi “*future proof*”, prevedendo la futura commercializzazione di pale via via più grandi e pesanti, che oltretutto amplificherebbero i problemi del trasporto su gomma. Oltre al peso delle pale è necessario considerare lo spazio disponibile e gli ingombri delle pale per poter dimensionare la struttura correttamente.

Disponendo le pale secondo l'asse parallelo a quello del dirigibile stesso, si può vedere come il caso più dimensionante in termini di larghezza della struttura è quello che presenta le 6 pale, per una larghezza complessiva di 18 metri, a cui si aggiungono 2 metri per il posizionamento degli agganci per le pale.

Facendo un parallelismo con l'attuale trasporto di pale per via terrestre, si può notare che le pale siano scoperte durante il trasporto, per cui l'attenzione ricade su strutture di tipo aperto che, considerati gli ingombri del *payload*, permettono di ridurre il peso prettamente strutturale in maniera considerevole. Di conseguenza, si sceglie una configurazione semplice quanto efficace: il *payload* viene sospeso mediante l'utilizzo di funi di lunghezza contenuta collegate alla struttura e integrate con un sistema di pulegge che permetta lo scarico in modo agevole.

### 6.2 Scelta dei materiali

Di fondamentale importanza durante lo sviluppo di una struttura aerospaziale è la scelta dei materiali. Nel caso del dirigibile in oggetto bisogna definire i materiali per la struttura, in particolare i longheroni, e per il rivestimento.

#### 6.2.1 Longheroni cargo bay

Per la selezione del materiale costituente dei longheroni si effettua un'analisi tramite il software Ansys GRANTA EduPack [6] che permette di confrontare tra loro oltre 4900 materiali e 246 processi produttivi.

Si definiscono i requisiti che il materiale deve soddisfare, che nel caso in esame sono:

- Tensione di snervamento 400-450 Mpa;
- Costo massimo per unità di massa 5 €/Kg;
- Appartenenza alla famiglia dei metalli.

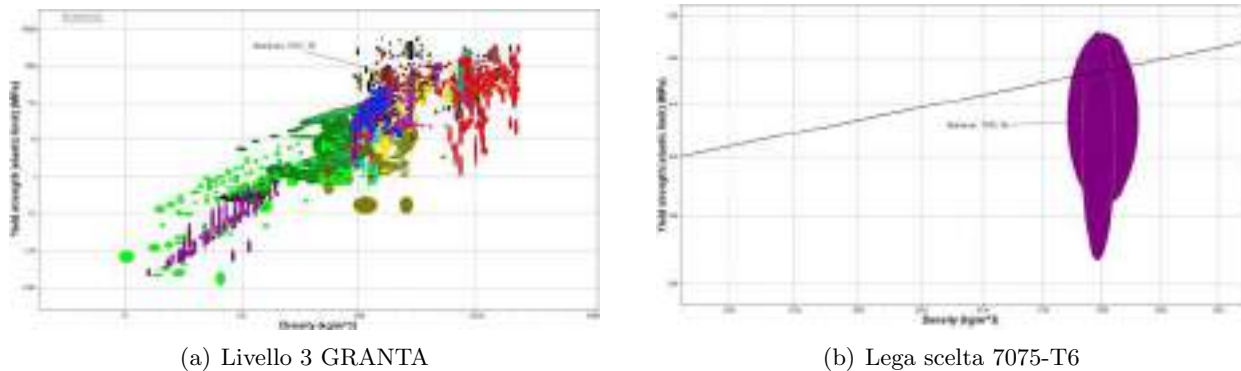


Figura 6.1: Grafici GRANTA

Individuati i materiali che rispettano i requisiti preposti si procede all'individuazione, per mezzo di un indice di merito del materiale  $M$ , che rappresenta la soluzione ottima in funzione dell'applicazione richiesta. Poiché l'obiettivo è quello di selezionare un materiale che permetta di avere elevate proprietà meccaniche a fronte di un peso ridotto, l'indice di merito sarà funzione della tensione di snervamento  $\sigma_y$  e della densità  $\rho$ .

La massimizzazione di tale indice permette di individuare come materiale per i longheroni la lega di alluminio 7075-T6, nome commerciale Ergal. Questa lega è già molto utilizzata in ambito aerospaziale per la sua leggerezza e per le sue prestazioni meccaniche che in alcuni casi sono comparabili con quelle di alcuni acciai.

Le principali proprietà fisiche e meccaniche della lega 7075-T6 sono riportate in tabella 6.1 .

<b>Proprietà Al 7075-T6</b>	
Densità	2770-2830 Kg/m <sup>3</sup>
Modulo di Young	69-76 GPa
Tensione di snervamento	359-530 MPa
Prezzo	3,78-4,4 €/Kg

Tabella 6.1: Principali proprietà fisiche e meccaniche della lega Al 7075-T6

### 6.2.2 Rivestimento

Il rivestimento in un dirigibile, oltre a isolare il velivolo dall'ambiente esterno, assolve un compito strutturale: sopportare il carico derivato dalla pressione interna. Per il dirigibile **Aeolus** la scelta del materiale per il rivestimento ricade sul Dyneema: tale fibra sintetica in confronto ai suoi diretti competitor presenta migliori proprietà meccaniche a fronte di un costo maggiore che però si giustifica con la necessità di preservare un *payload* di elevato valore economico. Tra i punti di forza si evidenziano: alta deformazione allo snervamento, alta resistenza ai raggi UV, elevata flessibilità e materiale chimicamente inerte.

## 6.3 Dimensionamento

### 6.3.1 Dimensionamento Analitico Longheroni

Si può adesso passare al dimensionamento preliminare della struttura: in particolare vengono posti 3 longheroni trasversali, uno centrale di lunghezza pari a 20 metri e due lunghi 80 m, per permettere il collegamento con il gruppo propulsivo. Come già visto il materiale scelto è l'alluminio 7075 T6. Si valuta inizialmente una sezione a I per massimizzare il momento di inerzia e, considerando la condizione di carico più gravosa (ovvero 6 pale da 25 tonnellate ciascuna), si calcolano le tensioni, facendo le seguenti assunzioni:

- Coefficiente di sicurezza pari a 1.5;
- Fattore di carico a contingenza pari a 2. Non essendo infatti previste norme stringenti sugli inviluppi di volo, si sovradimensiona il fattore di carico;
- Carico pari a 100 tonnellate posto in mezzera della trave. Anche in questo caso la condizione di carico non è corrispondente a quella effettiva e sarà sicuramente sovradimensionante;
- Suddivisione del payload proporzionale sui tre longheroni.

Utilizzando l'equazione di Navier si ottiene una tensione massima inferiore a quella di rottura dell'alluminio 7075, pari a circa 460-470 MPa. Si può anche stimare la freccia in mezzera.

$$\sigma_z = \frac{M_{xx}}{I_{xx}} y = \frac{100000 \cdot 9.81 \cdot 1.5 \cdot 20}{I_{xx}} \frac{y}{2} = 437.94 \text{ MPa}$$

$$\nu = \frac{PL}{192 \cdot E \cdot I_{xx}} = \frac{100000 \cdot 9.81 \cdot 1.5 \cdot 20}{192 \cdot 75000000 \cdot I_{xx}} = 0.29 \text{ m}$$

La sezione scelta presenta quindi le seguenti dimensioni e caratteristiche:

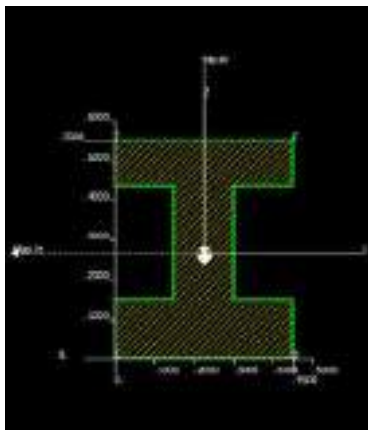


Figura 6.2: Sezione trave

$I_{xx}$	Area
0.0056 [m <sup>4</sup> ]	0.162 [m <sup>2</sup> ]

Tabella 6.2: Caratteristiche sezione

Si può infine calcolare il peso del singolo longherone che, considerando una densità dell'alluminio pari a 2880 kg/m<sup>3</sup>, risulta essere pari a 9331.2 kg, portando quindi il peso complessivo dei tre longheroni a 27993 kg che risulta essere molto contenuto.

### 6.3.2 Dimensionamento statico funi

Successivamente al dimensionamento analitico dei longheroni, supposti come gli unici elementi sottoposti a flessione, si passa al dimensionamento della sezione delle funi. Il materiale scelto è un acciaio AISI 316, adatto per la fabbricazione di funi per impiego navale e aeronautico. Per quanto riguarda la lunghezza delle funi, considerando una clearance di 6 metri tra il pallone e il suolo e trascurando l'altezza dovuta ai pad dell'ACLS, risulteranno essere più corte per le pale di dimensioni maggiori. Tale accorgimento è necessario per consentire lo svolgimento in modo agevole delle operazioni di carico e scarico del payload.

Proprietà	AISI 316
Densità	7870-8070 Kg/m <sup>3</sup>
Modulo di Young	189-205 GPa
Tensione di snervamento	205-310 MPa
Prezzo	2.96-3.42 €/Kg

Tabella 6.3: Principali proprietà fisiche e meccaniche dell'AISI 316

Considerando che le pale vengono collegate ai longheroni in 3 punti, si dimensiona ogni fune come sottoposta ad un terzo del peso della singola pala. Il carico maggiormente dimensionante risulta essere quello pari a 65 tonnellate, tenendo però in conto che le funi potranno essere cambiate in base alla tipologia di *payload* da trasportare.

Si selezionano le funi da un catalogo presente sul mercato [17]. Considerando un coefficiente di sicurezza pari a 3.4 come indicato in [1] e un fattore di carico pari a 2, si ottengono i seguenti valori in termini di dimensione della sezione, peso e costo:

	Sezione [mm]	Lunghezza cavi	Peso cavo [kg]	Peso tot [kg]
25 tons	21	1.8	3.24	116.64
32 tons	25	1.4	3.57	85.68
65 tons	34	0.8	3.8	45.6

Tabella 6.4: Risultati per i vari payload

Si può vedere che, in termini di peso totale, il caso maggiormente dimensionante risulta essere quello con pale da 25 tonnellate, dato il maggior numero di funi necessarie.

Da un catalogo analogo [13] si selezionano delle braghe in poliestere, da fissare alle estremità delle funi, in modo da sostenere il payload evitando stress concentrati. I risultati ottenuti in termini di pesi e ingombri sono:

	Larghezza [m]	Lunghezza braga [m]	Peso tot [kg]
25 tons	0.16	10.5	1117.1
32 tons	0.18	13.5	1863
65 tons	0.32	16.5	1824

Tabella 6.5: Pesi braghe

Dalla Tabella 6.5 il caso maggiormente dimensionante in termini di peso totale risulta essere la configurazione di payload con pale da 32 tonnellate. Questo perchè nonostante si utilizzino braghe di media larghezza, è richiesta una maggiore quantità di materiale per avvolgere ogni pala, che si traduce in un aumento di peso.

## 6.4 Analisi FEM

Per schematizzare il problema in modo tale che sia quanto più simile alla realtà, si considera la struttura sottoposta ad un carico puntuale su tre punti, due all'estremità e uno in mezzeria. Si riportano i risultati del caso maggiormente dimensionante: il *payload* con 6 pale. Gli studi sulle altre configurazioni di *payload* mostrano risultati meno critici in termini di spostamento.

Si considera inizialmente la sezione a doppia T ricavata tramite il dimensionamento analitico, verificando come tale sezione, come già ipotizzato, sia sovradimensionata. Successivamente, visto l'eccessivo sovradimensionamento, si sceglie la sezione a T che risulta avere dei buoni risultati e si vincola il longherone mediante un incastro, ipotesi questa ragionevole in quanto nell'insieme ogni longherone è fissato ai *septum*.

L'analisi effettuata è di tipo statico lineare, non si sono considerate analisi modali della struttura. Infine, vengono prolungati i longheroni per permettere alla struttura di collegarsi con il gruppo propulsivo. Tale soluzione fornisce un'indicazione preliminare sulla deformazione della struttura. A seguito delle analisi effettuate, considerando i vari *payload* trasportabili, si giunge a ricavare una sezione in grado di garantire una deformazione della struttura accettabile sia in mezzeria che all'estremità, con peso complessivo pari a 50544 kg.

Approfondimento riportato in Appendice C.

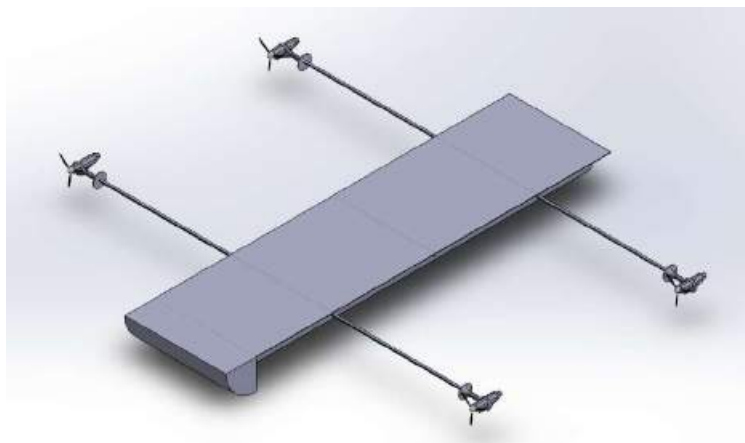


Figura 6.3: Modello CAD 3D della struttura

## 6.5 Stima dei costi

Il costo della struttura può essere suddiviso nelle seguenti voci:

- Costo dei longheroni, stimato tramite il software GRANTA [6] considerando la produzione, con il processo tecnologico della formatura a caldo, di 9 tratti di 20 m di lunghezza. Si ricava come risultato un costo di 249.750,00 €;
- Costo del rivestimento, stimato come costo del materiale per unità di massa moltiplicato la massa totale del rivestimento. Si ricava un costo di 891.181,00 €;
- Costo di manodopera e assemblaggio, stimato sulla base dei costi di assemblaggio di un aeromobile per unità di massa riportati in letteratura. Considerando sola la massa della struttura (longheroni e rivestimento) si ottiene un costo di 6.374.369,77 €;
- Eventuali costi aggiuntivi, stimati maggiorando il costo complessivo di una determinata percentuale.



## 7. Propulsione

A causa delle basse velocità che possono raggiungere i dirigibili, la propulsione è ad eliche, che possono essere fatte ruotare da motori alternativi, turboalbero o motore elettrico. Le eliche sono limitate dal fatto che la loro velocità al tip deve essere minore di quella sonica per evitare la formazione di onde d'urto, tipicamente un limite è  $M = 0.75$ , [4].

Data la particolarità della missione che il dirigibile "Aeolus" deve portare a termine, risulta fondamentale la movimentazione del propulsore per direzionare la spinta, ovvero il *Thrust Vectoring*. Questa caratteristica risulta essere fondamentale per il decollo e l'atterraggio che, grazie alla direzionabilità della spinta, possono essere dati da una breve distanza o avvenire addirittura verticale. Il *Thrust Vectoring* è approfondito in Appendice D.

Per il dimensionamento effettivo si considera la tratta medio raggio, con potenze e pesi legate alla missione di 3000 km di range.

### 7.1 Confronto e scelta del tipo di motore

Grazie a un dimensionamento preliminare del dirigibile, volto a stimare pesi e ingombri del dirigibile, si stimano dei parametri di interesse come la potenza massima richiesta e il peso totale dei motori. Entrambi i dirigibili, per corto e medio raggio, montano 4 propulsori ad elica: 2 su ciascun lato.

	Potenza/eng. [hp]	Peso tot. [lb]
<i>Corto raggio</i>	1225.8	1618.2
<i>Medio raggio</i>	2737	2580.8

Tabella 7.1: Potenze e pesi richiesti

Si analizzano quindi tre configurazioni possibili di motori: motore alternativo, turboalbero e motore elettrico. Il confronto approfondito è riportato in Appendice D.

La scelta è ricaduta sul turboprop, il quale consente un risparmio di peso rispetto al motore alternativo come si vede in Figura 7.1. Il motore elettrico non può essere preso in considerazione a causa dell'eccessivo peso per la potenza richiesta.

Statisticamente è noto che il *BSFC* dei motori alternativi è minore di quello dei Turboprop, viene quindi proposto un confronto in termini di peso dei motori e peso del fuel necessario per la missione a medio raggio in Tabella 7.2.

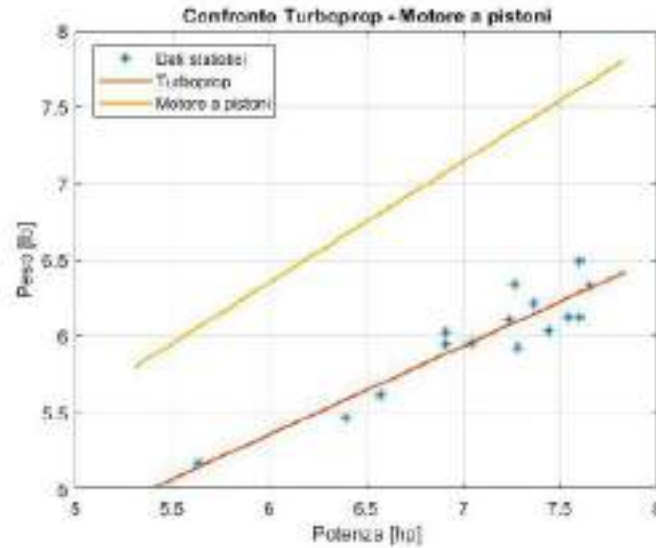


Figura 7.1: Turboprop vs Motore a pistoni

Rispetto al motore alternativo con  $BSFC = 0.4$ , si fa un confronto sui pesi:

	BSFC [ $lb/(hp \cdot h)$ ]	Peso motori [ $lb$ ]	Peso fuel [ $lb$ ]	Peso totale [ $lb$ ]
Turboprop	0.5	2580.8	91411	93991.8
Motore alternativo	0.4	10719	81248	100090

Tabella 7.2: Confronto pesi Turboprop vs motore alternativo

Si evidenzia un risparmio in peso di 6098  $lb$ , ovvero circa 2.7  $ton$ , peso a disposizione per un eventuale aumento del *payload*.

## 7.2 Propulsore

Scelta la configurazione propulsiva si calcola il ciclo termodinamico per il dimensionamento del Turboprop, passando successivamente all'ottimizzazione dell'elica.

### 7.2.1 Ciclo termodinamico

Il ciclo è stato risolto a partire da dati tipici del turboprop e con la forte assunzione dei rendimenti costanti, che per un dimensionamento preliminare può essere considerata accettabile. Approfondimento sul ciclo termodinamico in Appendice D.

$\beta_c$	$T_4^0 [K]$	$\eta_c$	$\eta_t$	$\eta_{mc}$	$\eta_{mt}$	$\eta_b$	$\varepsilon_b$	$\eta_n$	$\eta_R$	$\eta_{elica}$	$H_i [J/Kg]$	$\lambda$
14.8	1360	0.85	0.9	0.99	0.99	0.99	0.95	0.95	0.95	0.73	$45 \cdot 10^6$	0.9

Tabella 7.3: Dati iniziali e rendimenti del ciclo termodinamico

Tra i valori riportati, il rendimento dell'elica è un valore che è stato fatto variare iterativamente per ottenere un valore di ottimo alla velocità di interesse.

Le prestazioni ricavate dal ciclo sono riportate in Tabella 7.4.

Caratteristiche principali TP			
Max Power/eng	$P_{max,eng}$	[hp]	2700
Static thrust/eng	$T_{0,eng}$	[kN]	35.2
Max speed	$V_{max}$	[m/s]	39.7
Max Jet Power	$P_{j,max,eng}$	[hp]	91
Brake specific fuel consumption	$BSFC$	[lb/(hp · h)]	0.5

Tabella 7.4: Caratteristiche principali del motore

### 7.2.2 Caratteristiche propeller

La scelta della lunghezza delle pale e della velocità di rotazione è fortemente legata alla velocità al tip della pala, infatti non va superato  $M_{tip} = 0.75$ , ovvero  $V_{tip} = 247.5 \text{ m/s}$ . Per definire il raggio dell'elica e la velocità di rotazione  $\Omega$ , legate dalla relazione 7.1, e mostrata nel grafico a destra in Figura 7.2, si è proceduto iterativamente a partire dai valori plausibili di coefficiente di trazione e rendimento propulsivo. Sul software *Jblade*, inserendo diverse geometrie e due diversi profili (CLARK Y e RAF 6), sono stati ottenuti gli andamenti di rendimento dell'elica e coefficiente di trazione per testare la plausibilità dei valori ipotizzati.

$$R = \left( \frac{T}{\rho_0 \Omega^2 c_T} \right)^{1/4} \quad (7.1)$$

	Iterazione iniziale	Iterazione finale
$\eta_p$	0.65	0.73
$c_T$	0.05	0.058

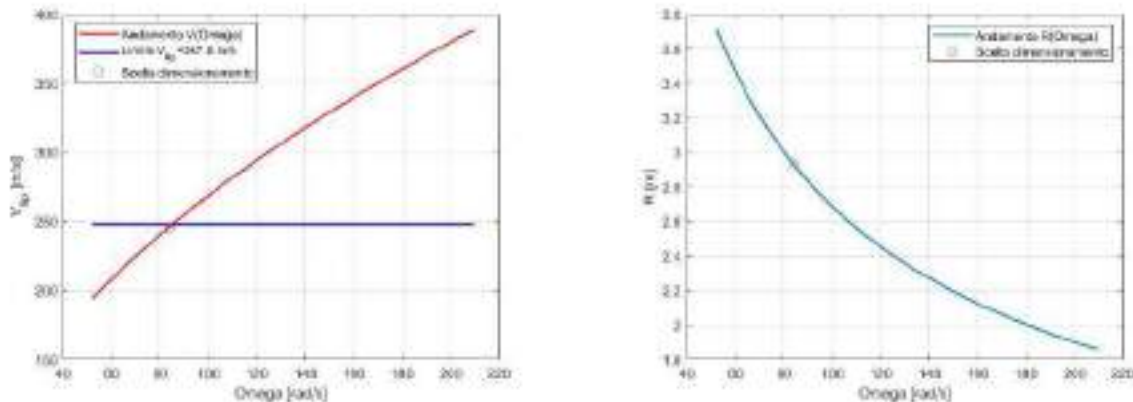
Tabella 7.5: Iterazioni per il calcolo di  $\eta_p$  e  $c_T$ 

Figura 7.2: Grafici per la scelta di R e Omega

Un aumento dei parametri di iterazione porta allo spostamento della curva rossa in basso, dando più opzioni per la scelta della velocità di rotazione. Questo processo iterativo di ottimizzazione ha infatti portato alla scelta di un'elica più corta rispetto a quanto riportato in letteratura ma che gira a velocità poco più elevate, rispettando il limite della velocità al tip.

Processo di ottimizzazione: risultati			
Power coefficient	$C_P$	/	0.013
Thrust coefficient	$C_T$	/	0.058
Speed coefficient	$C_s$	/	0.3937
Propeller diameter	$D$	[m]	5.8
Propeller speed	$\Omega$	[rad/s]	84
Advance ratio	$J$	/	0.54

Tabella 7.6: Risultati processo di ottimizzazione

### 7.2.3 Scelta profilo dell'elica

Tipici profili aerodinamici per le eliche sono CLARK Y e RAF 6, i quali sono stati analizzati su *JBlade* a partire dalla stessa geometria.

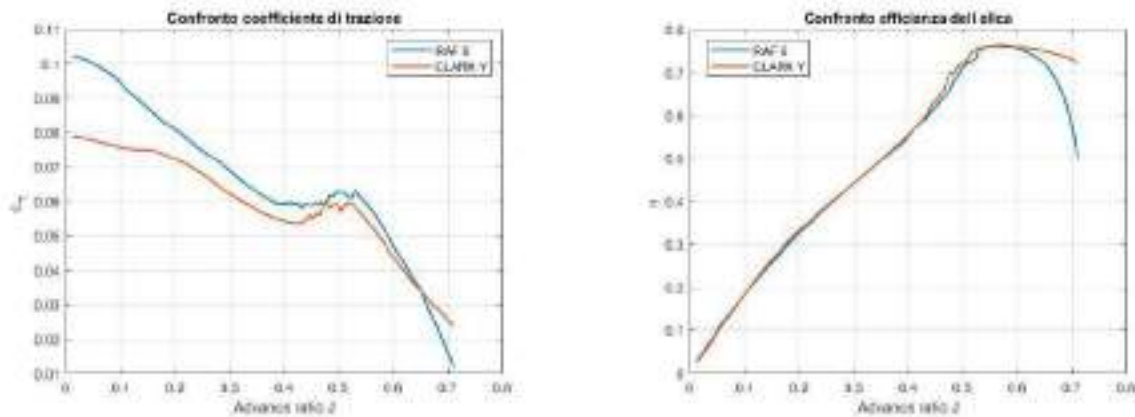


Figura 7.3: Confronto tra i profili alari RAF 6 e CLARK Y

Il profilo dell'elica selezionato è il CLARK Y in quanto a  $J = V/(nD) = 0.5$  presenta un rendimento propulsivo maggiore. Seppur il  $c_T$  del RAF 6 sia maggiore rispetto al CLARK Y si considerano entrambi i risultati accettabili. In questa fase si è preferito dare priorità al rendimento dell'elica poichè va ad influenzare parametri generali nell'ambito del progetto come la potenza richiesta dal motore e quindi i pesi, e di conseguenza la portanza aerodinamica da dover generare che risulta essere minore all'aumentare di  $\eta_{elica}$ .

### 7.2.4 Prestazioni

La forma in pianta di una pala è caratterizzata dall'*Activity Factor* (AF); questo parametro rappresenta la capacità della pala di assorbire potenza, inoltre dipende solo dalla variazione della corda lungo il raggio della pala. L'*Activity Factor* è definito dalla seguente relazione:

$$AF = \frac{100000}{16} \int_{0.15}^1 \left(\frac{c}{D}\right) \left(\frac{r}{R}\right)^3 d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (7.2)$$

Per la pala da noi analizzata si riporta la distribuzione della corda:

Activity Factor 62.1													
$\frac{r}{R}$	0.15	0.24	0.31	0.38	0.45	0.52	0.59	0.66	0.72	0.79	0.86	0.93	1
$\frac{c}{D}$	0.026	0.029	0.031	0.04	0.045	0.05	0.055	0.053	0.048	0.043	0.038	0.033	0.026

Tabella 7.7: Variazione della corda lungo il raggio

Rispetto ai valori tipici che, da letteratura [4], si attestano su valori uguali o superiori a 70, il valore ottenuto pari a 62.1 ci consenti di avere delle tensioni interne inferiori. Problemi di *Activity Factor* bassi potrebbero essere elevate velocità al tip eccessive, tuttavia il  $M_{tip}$  è il primo parametro attenzionato, quindi il problema non si pone per l’elica progettata.

L’angolo di calettamento scelto è  $i = -2^\circ$  che porta ad avere il rendimento massimo al rapporto di avanzamento  $J$  voluto, e un coefficiente di trazione tale da avere  $R$  e  $\Omega$  desiderati.

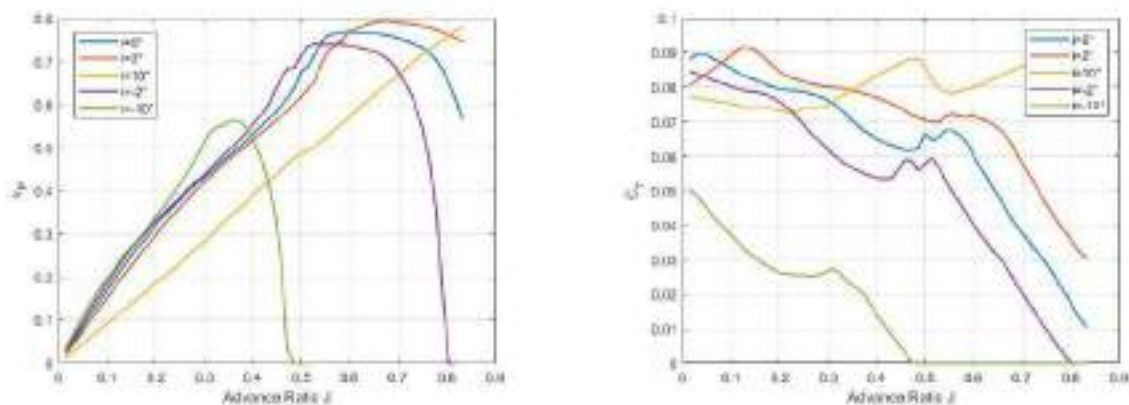


Figura 7.4: Studio parametrico al variare di angolo di calettamento

### 7.2.5 Struttura delle eliche

I motori di **Aeolus** montano 3 eliche per cui si preferisce usare del materiale composito PMC (*polymer material composite*), con una matrice in resina epossidica, e un rinforzo in fibre di vetro con una percentuale in peso del 30%. Si ottiene una densità del materiale pari a  $\rho_c = 1.427 \text{ kg/dm}^3$ . Il basso AF porta ad avere un’elica meno sollecitata come si vede in Figura 7.5. Il fattore di inspessimento = 1 corrisponde al dato scelto per l’elica. Approfondimento riportato in App: D.

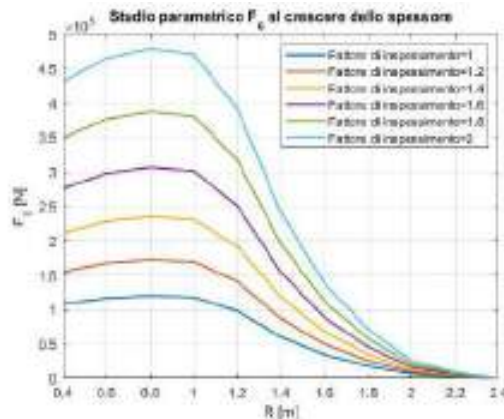


Figura 7.5: Studio Forza centrifuga

### 7.3 Posizionamento motori

I quattro turboprop sono posizionati lateralmente, due per lato. L'attacco motore, dimensionato e analizzato nella sezione 6.3.1, è realizzato attraverso un longherone che sporge dalla parete del dirigibile di 4 m.

Il posizionamento dei motori, come spiegato nel Capitolo 5.1, è stato scelto in modo che il baricentro continui a stare dietro il centro aerodinamico per garantire stabilità statica.

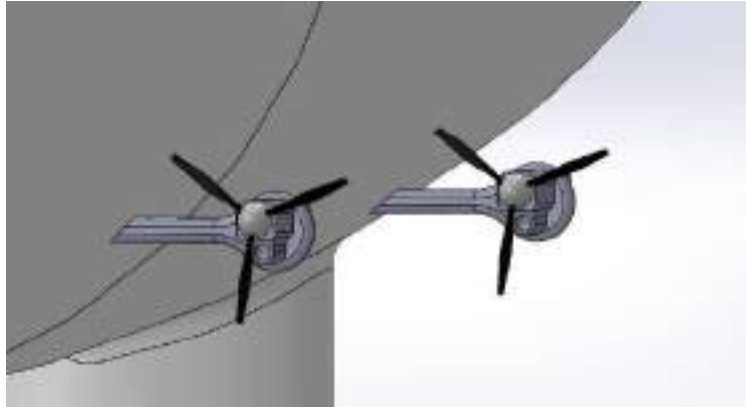


Figura 7.6: Posizionamento motori

### 7.4 CAD propulsore

Nella prima figura è raffigurato il CAD del motore, mentre nella seconda si vede la struttura interna con turbina, compressore e riduttore.



Figura 7.7: CAD del Turboprop

## 8. Conclusioni e futuri sviluppi

Per verificare la bontà del progetto, si esegue adesso un'analisi di confronto sui soli costi del trasporto per mezzo di **Aeouls** e di un generico *truck* a parità di peso e lungo una tratta di medio raggio (3000 km).

	<b>Truck</b>	<b>Aeouls</b>
N pale	1 pala per volta	Fino a 6 pale
Payload	max 90 ton	130-150 ton
Velocità	$20 \frac{km}{h}$	$130 \frac{km}{h}$
Combustibile	Benzina 2,30€/Km	Cherosene 2,60€/Km
Prezzo trasporto	€6900	€7800

Tabella 8.1: Confronto *truck*-dirigibile

Considerando che un *truck* è in grado di trasportare un'unica pala per volta mentre il dirigibile trasporta un *payload* maggiore e a un velocità più elevata, si può concludere che il trasporto su dirigibile risulterebbe una alternativa molto competitiva se un giorno tale mercato dovesse rinascere.

### 8.1 Futuri sviluppi

Il lavoro appena descritto rappresenta un avamprogettto che, pur essendo sufficientemente esaustivo, potrebbe essere sviluppato ulteriormente immaginando che l'entrata in servizio dell'aeromobile avvenga tra qualche anno. Tra i tanti aspetti che possono esser presi in considerazione per uno sviluppo futuro del modello, sono stati individuati i seguenti punti suddivisi per area tematica:

- Aerodinamica: visti i risultati ottenuti nelle analisi svolte, si propone di infittire la *mesh* al fine di ottenere risultati più accurati;
- Sistemi: il sistema di controllo PID è stato dimensionato in modo preliminare, ma si suggerisce un dimensionamento di tale sistema per le diverse fasi del volo;
- Strutture: è stata studiata la sistemazione ottimale del *payload*. Il prossimo step potrebbe essere quello di procedere al dimensionamento della *crew station* e della copertura del carico;
- Propulsione: andando incontro all'avanzamento della tecnologia e immaginando che l'entrata in servizio dell'aeromobile avvenga tra qualche anno si potrebbe dimensionare un sistema di propulsione ibrida, il quale sfrutta i vantaggi dell'elettrico e del termico.



Figura 8.1: Rendering



# A. Appendice Aerodinamica

## A.1 Confronto tra profili scelti

Per decidere quale progetto portare avanti, i CAD dei quattro profili candidati sono stati sottoposti ad analisi CFD che simulassero le condizioni di volo di crociera ( $v = 31 \text{ m/s}$ ,  $\alpha = 5 \text{ deg}$ ).

Da queste analisi è emerso come netto vincitore il profilo asimmetrico NACA 4424, con un lift del 70% maggiore rispetto al secondo miglior profilo per lift e un'efficienza del 75% migliore rispetto al secondo miglior profilo per efficienza.



Figura A.1: Configurazione trilobata con profilo NACA 0022.



Figura A.2: Configurazione trilobata con profilo NACA 0024.



Figura A.3: Configurazione trilobata con profili NACA 0015 (lobo centrale) e NACA 0024 (lobi laterali).

	Lift	Drag	Efficiency
NACA 0022	165052 N	63394 N	2,60
NACA 0024	168090 N	107605 N	1,56
NACA 0022-0015	195712 N	99736 N	1,96
NACA 4424	338055 N	73167 N	4,62

Tabella A.1: Comparazione di lift, drag ed efficienza delle varie configurazioni.

## A.2 Creazione della mesh

Le analisi CFD sulle prime quattro configurazioni trilobate sono state portate avanti con mesh semplici che puntavano a massimizzare il numero di celle utilizzate indipendentemente dalla loro posizione. Questo metodo approssimativo ci ha consentito di ottenere risultati sulla base dei quali è stato possibile comparare e scegliere la configurazione più performante.

Successivamente si è deciso di infittire la mesh in corrispondenza dei punti di scia e di confine tra mesh fluida e solida, cercando di non incrementare il numero di celle totale per non eccedere le capacità computazionali del calcolatore. I risultati con la nuova mesh hanno visto un incremento del 85% della portanza, un risultato incoraggiante che unitamente all'aggiunta di impennaggi ha consentito di superare agevolmente il requisito minimo di portanza richiesta.

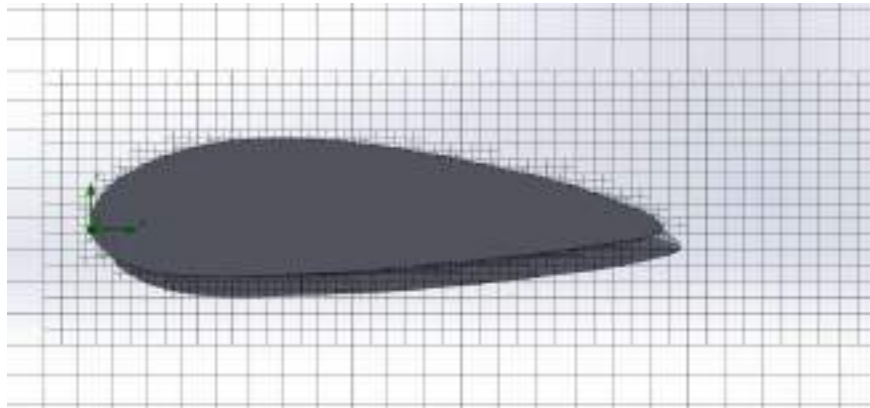


Figura A.4: Vista mesh laterale.

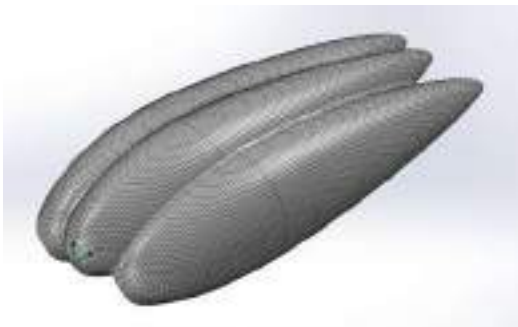


Figura A.5: Mesh solida in vista 3D.



Figura A.6: Mesh solida, particolare coda.

	Lift	Drag
Mesh approssimativa	338055 N	73167 N
Mesh definitiva	628631 N	128526 N

Tabella A.2: Comparazione di lift e drag tra CFD con mesh approssimativa e raffinata.

## B. Appendice Meccanica del volo e sistemi

### B.1 Dimensionamento impennaggi

Sfruttando i valori ottenuti fino a questo punto è possibile definire l'*horizontal tail volume coefficient* come:

$$C_{HT} = \frac{l_{HT} \cdot S_{HT}}{l_B \cdot Vol^{\frac{2}{3}}} = \frac{213,68 \text{ ft} \cdot 7277,53 \text{ ft}^2}{508,53 \text{ ft} \cdot (7681273 \text{ ft}^3)^{\frac{2}{3}}} = 0.0785$$

in cui  $l_B$  è la lunghezza del dirigibile e  $l_{HT}$  è la distanza fra il baricentro dell'aeromobile e il punto corrispondente al quarto anteriore della corda della superficie di coda orizzontale.

Allo stesso modo, per il vertical tail, si definisce il *vertical tail volume coefficient*:

$$C_{VT} = \frac{l_{VT} \cdot S_{VT}}{l_B \cdot Vol^{\frac{2}{3}}} = \frac{200 \text{ ft} \cdot 6501,59 \text{ ft}^2}{508,53 \text{ ft} \cdot (7681273 \text{ ft}^3)^{\frac{2}{3}}} = 0.0657$$

dove  $l_{VT}$  è la distanza fra il baricentro dell'aeromobile e il punto corrispondente al quarto anteriore della corda della superficie di coda verticale.

Per confermare la correttezza di tali stime, si effettua un controllo con i valori che tali coefficienti assumerebbero procedendo con un'analisi di tipo statistica degli aeromobili esistenti nel passato. In figura B.1 è possibile osservare i valori numerici associati a vari Airship e il loro andamento in funzione del volume è stato graficato in Figura B.2.

#	Airship	Volume (ft <sup>3</sup> )	Length, $l_B$ (ft)	Width or dia. (ft)	Moment arm (% $l_B$ )	Horizontal tail area (ft <sup>2</sup> )	Vertical tail area (ft <sup>2</sup> )	Hor Tail Vol Coeff. $C_{HT}$	Vert Tail Vol Coeff. $C_{VT}$
1	ZP-4	327,000	567	68.5	38	1108	896	0.065	0.0517
2	ZP-4a	725,000	311	73.3	36	1260	1161	0.061	0.100
3	ZP-6-1	875,000	343	75.4	38	1371	1311	0.058	0.088
4	ZP-1	2,290,000	680	78.5	38	2870	2320	0.066	0.056
5	HA	456,000	250	60	30	992	810	0.0632	0.0522
6	CG-20	302,700	192	93	44	94	380	—	0.035
7	M-2	688,000	322	67.5	36	1270	1130	0.0616	0.054
8	Skycip 630	235,600	194	93	37	94	437	—	0.0424
9	Seawing 1000	303,146	222	94.7	40	94	732	—	0.0586
10	Aircraft	40,500,000	894	476	34	28103	21252	0.08	0.061
11	ZP-4	8,342,981	799	138	36	3170	6980	0.062	0.083
12	ZP-1	675,000	321	73.3	38	1918	1818	0.060	0.063
13	P-191	720,000	120	58	40	177	143	0.029	0.0235
14	196	5,858,567	110.5	164.4	40	5900	5900	0.069	0.069
15	R-39	1,610,800	615	65.5	40	2191	2040	0.0638	0.06
16	ZP-2	425,000	249	57.8	30	992	810	0.0604	0.058

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

Figura B.1: Valori dei coefficienti del Tail Volume per dirigibili storici

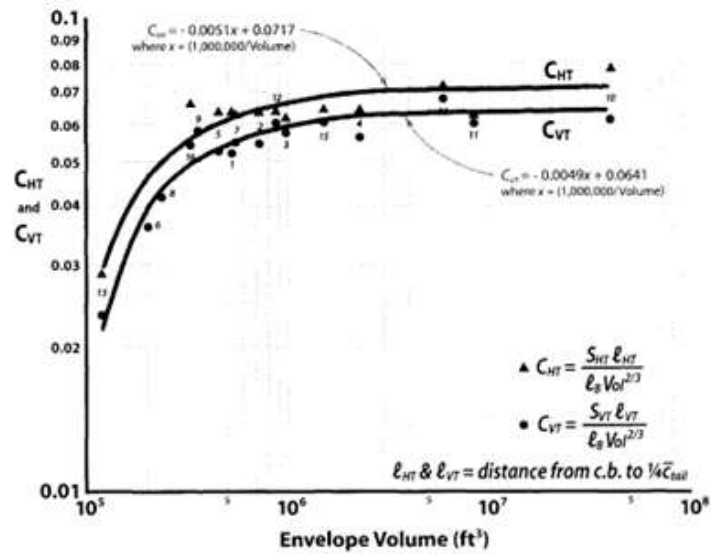


Figura B.2: Andamento dei valori dei coefficienti del Tail Volume dei dirigibili storici in funzione del loro volume

Optando sempre per un'analisi di tipo conservativa, si procede con il valore di *Envelope Volume* delineato dallo script Matlab, ovvero  $7681273 \text{ ft}^3$ , che permette di ottenere dei valori di  $C_{HT}$  e  $C_{VT}$  in linea con le nostre aspettative, sfruttando l'andamento della Figura B.2.

## B.2 Caratteristiche del profilo degli impennaggi

Sfruttando lo strumento *AirfoilTools* e inserendo il profilo di nostro interesse, il NACA 4424, si sono potuti ottenere gli andamenti dei coefficienti propri del profilo in relazione al numero di Reynolds. Per lo studio di interesse si è fatto riferimento al Reynolds maggiore disponibile tramite il *Tool* visibile in Figura B.3. Si può così osservare che, per soddisfare il valore del  $C_{L_{HT}}$ , è necessario un  $\alpha_{tail} = 2,1^\circ$ .

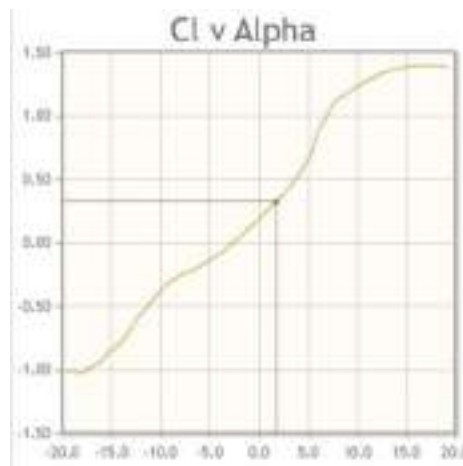


Figura B.3: Andamento del  $C_L$  del *tail* in funzione di  $\alpha_{tail}$

Osservando inoltre le Figure C.2 e C.3 si può osservare come il punto di progetto che si sta considerando è un punto di ottimo, in cui si instaura un *trade-off* tra il valore massimo possibile del rapporto  $\frac{C_L}{C_D}$  e il valore minimo del  $C_D$ .

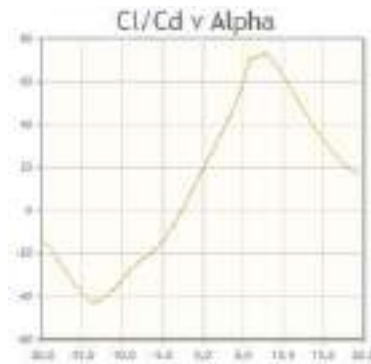


Figura B.4: Andamento del  $C_L$  in funzione di  $C_D$  del tail

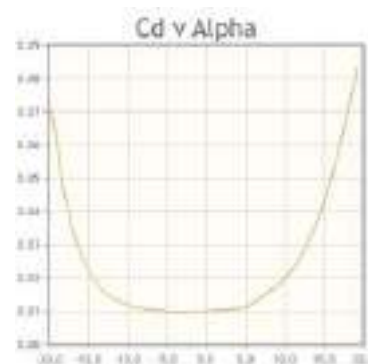


Figura B.5: Andamento del  $C_D$  in funzione di  $\alpha_{tail}$

### B.3 Dinamica

La formulazione stato-spazio permette di riscrivere un sistema fisico, riconducendo una equazione differenziale di ordine  $n$  ad un sistema di  $n$  equazioni del primo ordine di più semplice risoluzione. In questo modo si riduce l'ordine dell'equazione differenziale, ma aumenta il numero dei gradi di libertà. Nel sistema stato-spazio tutte le derivate sono scritte nella parte sinistra dell'uguale, mentre nella parte destra devono esserci combinazioni lineari degli elementi del vettore  $x$ . La generica formulazione del modello stato spazio è la seguente:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B\bar{u} \\ \bar{y} = C\bar{x} + D\bar{u} \end{cases} \quad (\text{B.1})$$

Dove  $\bar{x}$  è il vettore di stato contenente le variabili del sistema,  $\dot{\bar{x}}$  è la variazione degli stati,  $\mathbf{A}$  e  $\mathbf{B}$  sono delle matrici ottenute dalla risoluzione dell'equilibrio alla traslazione e alla rotazione,  $\bar{u}$  è il vettore degli input e la seconda equazione, anche chiamata equazione degli output, da informazioni su quali variabili si vogliono monitorare.

I modi del sistema stato-spazio sono ricavati analizzando gli autovalori della matrice  $A$ , imponendo, per non avere una soluzione banale, il determinante della matrice  $[A - I\lambda]$  uguale a zero. In modo particolare, considerando il generico autovalore  $\lambda = \eta \pm i\omega$ , è possibile ricavare le caratteristiche dinamiche, ovvero dei parametri che danno informazioni su come il sistema evolve:

- Smorzamento  $\rightarrow \xi = -\frac{\eta}{\omega_n}$
- Pulsazione propria del sistema  $\rightarrow \omega_n = \sqrt{\eta^2 + \omega^2}$
- Tempo di dimezzamento/raddoppio  $\rightarrow T_2(T_{1/2}) = \frac{\ln 2}{\eta}$

Si parla di tempo di dimezzamento se la parte reale dell'autovalore complesso coniugato è negativa, perché in quel caso il modo è stabile e la perturbazione tende a ridursi oscillando fino ad annullarsi. Invece, si parla di tempo di raddoppio se la parte reale dell'autovalore è positiva, perché si ha un modo instabile.

### Dinamica latero direzionale

L'approssimazione stato-spazio della dinamica latero-direzionale del dirigibile è la seguente:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{\text{latdir}} \begin{bmatrix} v \\ r \end{bmatrix} + \mathbf{B}_{\text{latdir}}[\delta_r] \quad (\text{B.2})$$

Dove le componenti del vettore di stato sono la velocità laterale in assi corpo  $v$  e la velocità di imbardata in assi corpo  $r$ . Il vettore degli input ha una sola componente, che nel caso specifico è il comando di deflessione del *rudder*.

$$\mathbf{A}_{\text{latdir}} = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} C_{Y_\beta} \frac{q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}}}{V_\infty} & C_{Y_{\dot{r}}} \frac{q_{dyn} Vol}{V_\infty} - mV_\infty \\ C_{n_\beta} \frac{q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}} l_B}{V_\infty} & C_{n_{\dot{r}}} \frac{q_{dyn} l_B Vol}{V_\infty} \end{bmatrix} \quad (\text{B.3})$$

$$\mathbf{B}_{\text{latdir}} = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} C_{Y_{\delta_r}} q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}} \\ C_{n_{\delta_r}} q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}} l_B \end{bmatrix} \quad (\text{B.4})$$

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

### Roll mode

L'approssimazione stato-spazio del *roll mode* del dirigibile è la seguente:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} (I_x + Cl_{\dot{p}} \rho Vol^{\frac{5}{3}})^{-1} & [Cl_{\dot{p}} \frac{q_{dyn} l_B Vol}{V_\infty} - \rho g Vol \Delta z_{cg}] \\ 1 & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}_{\text{roll}}} \begin{bmatrix} p \\ \phi \end{bmatrix} \quad (\text{B.6})$$

Dove le componenti del vettore di stato sono la velocità di rollio in assi corpo  $p$  e il bank angle  $\phi$ .

### Dinamica longitudinale

L'approssimazione stato-spazio della dinamica longitudinale del dirigibile è la seguente:

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{\text{long}} \begin{bmatrix} w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \mathbf{B}_{\text{long}}[\delta_e] \quad (\text{B.7})$$

Dove le componenti del vettore di stato sono la velocità verticale in assi corpo  $w$ , la velocità di beccheggio in assi corpo  $q$  e l'angolo di beccheggio  $\theta$ . Il vettore degli input ha una sola componente, che nel caso specifico è il comando di deflessione dell'equilibratore.

$$\mathbf{A}_{\text{long}} = \begin{bmatrix} (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} C_{Y_\beta} \frac{q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}}}{V_\infty} & C_{Y_r} \frac{q_{dyn} Vol}{V_\infty} - mV_\infty & 0 \\ C_{m_\alpha} \frac{q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}} l_B}{V_\infty} & C_{m_q} \frac{q_{dyn} l_B Vol}{V_\infty} & -\rho g Vol \Delta_{zcg} \end{bmatrix} \\ 0 & & 1 & & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{B.8})$$

$$\mathbf{B}_{\text{latdir}} = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \begin{bmatrix} -C_{L_{\delta_e}} q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}} \\ C_{m_{\delta_e}} q_{dyn} Vol^{\frac{2}{3}} l_B \end{bmatrix} \quad (\text{B.9})$$

$$(\bar{M} + \bar{M}_a) = \begin{bmatrix} m + C_{L_{\dot{w}}} \rho Vol & C_{L_{\dot{q}}} \rho Vol^{\frac{4}{3}} \\ C_{m_{\dot{w}}} \rho Vol^{\frac{4}{3}} & I_y + C_{m_{\dot{q}}} \rho Vol^{\frac{5}{3}} \end{bmatrix} \quad (\text{B.10})$$

Per ultimo, se riportano i poli delle diverse dinamiche che sono i risultati di realizzare questo sviluppo matematico.

<b>Poli latero-direzionale</b>	
Yaw	0.0002
Sideslip	-0.1224
<b>Poli roll mode</b>	
Roll pendulum	$6.4219 \cdot 10^3 i$
Roll pendulum	$-6.4219 \cdot 10^3 i$
<b>Poli longitudinale</b>	
Pitch pendulum	$0.001 + 0.0002i$
Pitch pendulum	$0.001 - 0.000i$
Plunge	-0.0723

Tabella B.1: Poli dei sistema prima del controllo

## B.4 Sistema di controllo

Il regolatore *PID- Proportional-Integral-Derivative* è il più comune dei controllori, in quanto è facilmente regolabile e riesce ad adattarsi a diversi ambiti. Tipicamente riceve come ingresso un valore da un processo e lo confronta con un valore di riferimento, proveniente dalla normativa, calcolandone la differenza. Il PID monitora continuamente questo valore di errore  $e(t)$ , riportandolo a zero quando necessario. La variabile di uscita del PID viene generata sulla base del contributo di tre termini:

- il primo è proporzionale all'errore  $e(t)$ ;
- il secondo è proporzionale all'integrale dell'errore. Questo termine tiene conto dei valori passati del segnale di errore;

- il terzo è proporzionale alla derivata dell'errore. Questo termine migliora le prestazioni del controllore e risente della velocità di variazione dell'errore stesso.

Le tre azioni sono calcolate separatamente e sommate algebricamente. La legge di controllo dei PID è la seguente:

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (\text{B.11})$$

Dove  $K_P$  è il guadagno proporzionale,  $K_I$  è il guadagno integrale e  $K_D$  è il guadagno derivativo. Come detto in precedenza, il toolbox di Matlab *PID Tuner* ha permesso di esportare questi tre parametri, sia per il caso longitudinale che per il caso latero-direzionale. Nella tabella sono riportati i valori che sono stati scelti:

Costante	Per longitudinale	Per latero-direzionale
$K_P$	$1.984 \cdot 10^6$	$1.598 \cdot 10^7$
$K_I$	$4.876 \cdot 10^4$	$3.419 \cdot 10^6$
$K_D$	$1.430 \cdot 10^7$	$7.4006 \cdot 10^5$

Tabella B.2: Guadagni di entrambi PID.

Come ultima verifica vengono mostrati i nuovi valori dei poli e siccome hanno tutti la parte reale negativa.

Poli lateral-directional	
$P_1$	-0.182
$P_2$	-0.3788
$P_3$	-1.215
Poli longitudinal	
$P_1$	-0.03186
$P_2$	-0.1026
$P_3$	-0.1992
$P_4$	-1.554

Tabella B.3: Poli del sistema dopo i controlli



## C. Appendice Strutture

In questa sezione del documento si riportano in modo più approfondito e completo tutti i passaggi svolti per il dimensionamento della gondola e le relative analisi che ne hanno confermato la validità.

### C.1 Tipologie di payload e ottimizzazione degli spazi

La struttura più efficiente dal punto di vista dei pesi strutturali e di esigenze del trasporto è risultata essere la seguente:

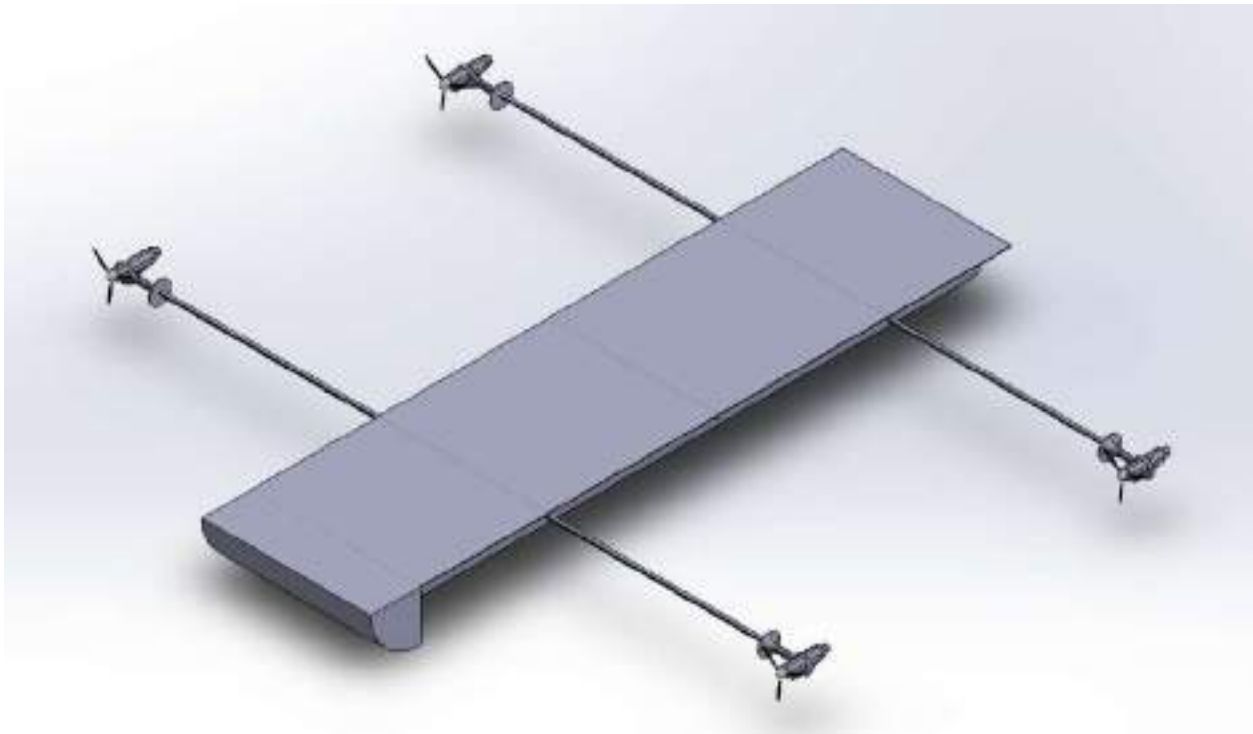


Figura C.1: Modello CAD 3D della struttura

La struttura frontale della gondola è stata modellizzata come un quarto di cerchio con raggio 6 metri, estrusa per la larghezza della struttura (20 metri), e divisa a sua volta in tre vani. Il vano centrale, grande 8 metri, corrisponde alla crew station che ospita l'equipaggio e i passeggeri; lateralmente vengono invece stivati i bagagli e le scorte di combustibile.

La baia di carico è invece lunga 70 metri (e larga 20) ed è posizionata immediatamente dopo la crew station. Tale struttura come detto in precedenza permette di ospitare le tre diverse configurazioni di carico studiate (2 pale da 65 tonnellate, 4 pale da 32 tonnellate e 6 pale da 25 tonnellate).

É stato quindi scelto di ancorare il payload in tre punti, assicurandolo rispettivamente a tre longheroni trasversali alle pale (come é possibile vedere dalla figura di sopra). I due longheroni più lunghi sono di 80 metri e passano per 20 metri nella struttura, continuando poi di 30 metri sui lati per fungere da vincoli per i gruppi propulsivi. Il longherone centrale invece è lungo 20 metri e si congiunge lateralmente al septum del lobo centrale del dirigibile. Ogni longherone presenta un distanziamento dal successivo di 20 metri, al fine di garantire il corretto posizionamento delle pale ed una distribuzione dei pesi equispaziata. Tale configurazione presenta inoltre il vantaggio di garantire una distanza sufficiente tra i motori, in modo da evitare eccessive turbolenze e disturbi aerodinamici.

La struttura, con dimensioni totali di 76 metri in lunghezza, 20 metri in larghezza e 6 metri di altezza, permette di trasportare un payload con dimensioni comprese tra 69.8 metri (considerano 0.1 metri per lato di distanza dai bordi) e 40 metri.

Il prossimo passo è stato la definizione di un sistema di posizionamento che permetta di ottimizzare lo spazio presente nella baia di carico garantendo al tempo stesso una distribuzione equa dei carichi. La configurazione scelta prevede il posizionamento della base di ogni pala (che corrisponde anche alla sezione più grande) in verso opposto tra due pale adiacenti. Ogni pala dovrà inoltre essere distante di almeno mezzo metro dai bordi e dalla successiva. Si considera che il diametro della radice di ogni pala rappresenta la sezione più grande della pala stessa, che va riducendosi sempre più verso il tip.

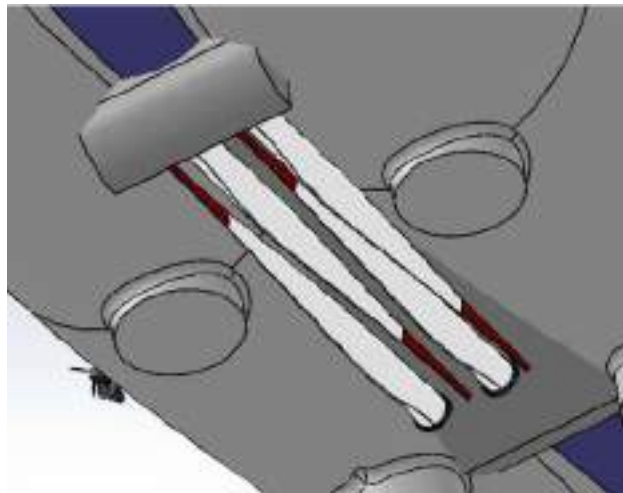


Figura C.2: Visualizzazione CAD del sistema di posizionamento delle pale

A seconda delle tipologie di carico, si hanno i seguenti casi:

- Pale da 25 tonnellate: lunghezza 44 metri, diametro 3 metri.

L'ingombro totale di tale configurazione risulterà essere di circa 17 metri, tenendo in considerazione 2 metri di margine ai bordi, un metro e mezzo per lato (corrispondente a metà del raggio) e un distanziamento di raggio + mezzo metro:

$$2 \times 2 \text{ (2 metri di distanza laterale)} + 5 \times 2 \text{ (distanziamento necessario per le pale "interne")} + 1.5 + 1.5 \text{ (margine di metà pala per lato)} = 17 \text{ metri ;}$$

- Pale da 32 tonnellate: lunghezza 60 metri, diametro 4 metri.

L'ingombro totale di tale configurazione risulterà essere di circa 15.5 metri, tenendo in considerazione 2 metri di margine ai bordi, due metri per lato (corrispondente a metà del raggio) e un distanziamento di raggio + mezzo metro:

$$2 \times 2 \text{ (2 metri di distanza laterale)} + 3 \times 2.5 \text{ (distanziamento necessario per le pale "interne")} + 2 + 2 \text{ (margine di metà pala per lato)} = 15.5 \text{ metri ;}$$

- Pale da 65 tonnellate: lunghezza 69.8 metri, diametro 5 metri:

L'ingombro totale di tale configurazione risulterà essere di circa 12 metri, tenendo in considerazione 2 metri di margine ai bordi, due metri e mezzo per lato (corrispondente a metà del raggio) e un distanziamento di raggio + mezzo metro:

$$2 \times 2 \text{ (2 metri di distanza laterale)} + 3 \text{ (distanziamento necessario per le pale "interne")} + 2.5 + 2.5 \text{ (margine di metà pala per lato)} = 12 \text{ metri .}$$

Si nota che il massimo ingombro è di 17 metri: per essere conservativi e permettere in futuro il trasporto di configurazioni di carico diverse da quelle in esame, si è deciso rendere la struttura larga 20 metri. Le distribuzioni definitive delle pale nella baia risultano perciò essere:

- Per le pale da 3 metri di diametro:  $2 \times 1 + 5 \times 3 + 3 = 20$  metri;
- Per le pale da 4 metri di diametro:  $2 \times 1 + 3 \times 4.6 + 4 = 20$  metri;
- Per le pale da 5 metri di diametro:  $2 \times 1 + 1 \times 13 + 5 = 20$  metri.

Si nota che il distanziamento tra le pale risulta essere più grande mentre la distanza dai bordi della baia di carico è stata dimezzata.

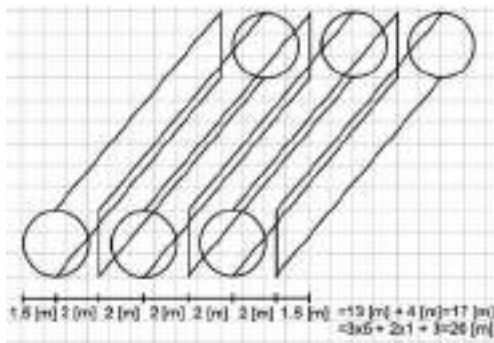


Figura C.3: Schema concettuale della spaziatura di 6 pale da 25 ton

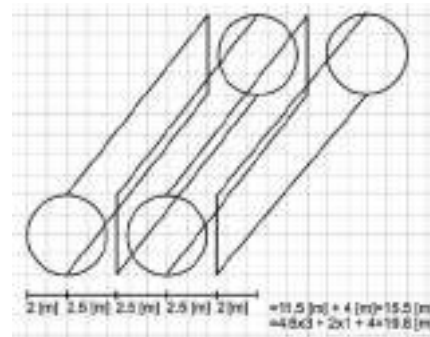


Figura C.4: Schema concettuale della spaziatura di 4 pale da 32 ton

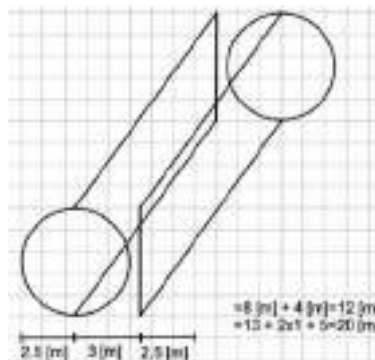


Figura C.5: Schema concettuale della spaziatura di 2 pale da 65 ton

## C.2 Analisi Statica

Una volta definita la configurazione della struttura, è necessario analizzare più in dettaglio il comportamento quando sottoposta ai carichi. Sono quindi stati modellizzati i longheroni utilizzando PATRAN, analizzando poi gli sforzi e gli spostamenti a cui tali travi sono sottoposte grazie al solutore NASTRAN. Questo porterà sia al dimensionamento della sezione della trave che alla valutazione degli spostamenti massimi. Si è considerata una trave con sezione a doppia T e caricata puntualmente al centro, con un fattore di sicurezza di 1.5 e un carico a contingenza pari a 2. La relazione utilizzata è:

$$F = \frac{\text{Peso trave} \cdot 9.81 \cdot 2 \cdot 1.5}{3} = \text{Peso trave} \cdot 9.81 \quad (\text{C.1})$$

Da cui sono stati ricavati i seguenti valori di forza applicata sul longherone a seconda delle tipologie di payload:

	Forza [N]	Forza tot. [N]
<i>Pala da 3 [m]</i>	245250	1471500
<i>Pala da 4 [m]</i>	313920	1255680
<i>Pala da 5 [m]</i>	637659	1275300

Tabella C.1: Forze puntuali applicate alle travi

Il massimo carico si ottiene per il primo caso, ovvero con le 6 pale, essendo il peso complessivo più elevato rispetto alle altre condizioni. Il dimensionamento principale della struttura verrà quindi effettuato sulla condizione più gravosa, e poi verranno svolte le successive analisi anche sulle altre configurazioni di carico per conseguire un risultato più completo.

L'analisi statica è stata inizialmente svolta posizionando le pale più esterne in corrispondenza degli incastri dei septum. Così facendo però, la struttura risulterebbe soggetta a deformazioni eccessive e non realistiche, il che ha portato ad considerare tale configurazione di carico come esempio limite con cui confrontare i risultati ottenuti dalle successive analisi.



Figura C.6: Forze applicate sulla struttura nel caso di payload da 6 pale da 25 tonnellate

Considerando ora una struttura soggetta a sei carichi concentrati tutti contenuti entro i due incastri laterali, ai lati estremi del longherone sono presenti dei carichi aggiuntivi come mostrato nella figura di sopra. Tali carichi modellizzano l'effetto dei gruppi propulsivi laterali sul singolo longherone di 80 metri, ottenendo delle deformazioni mostrate nella figura C.6.

Dall'immagine nella pagina seguente (Figura C.7) si vede che le deformazioni dovute ai vincoli dei motori risultano essere più severe rispetto a quelle causate dal payload stesso. Questo perché, per rispettare la natura conservativa delle analisi svolte, non si è considerato il vincolo dei longheroni al rivestimento, che allevierebbe in maniera notevole il carico dei motori sul longherone, restituendo deformazioni massime quasi nulle. Ciononostante, i valori di deformazione massima ottenuti nel

caso di motori non vincolati al rivestimento sono comunque molto lontani dai valori di rottura o di deformazione permanente.

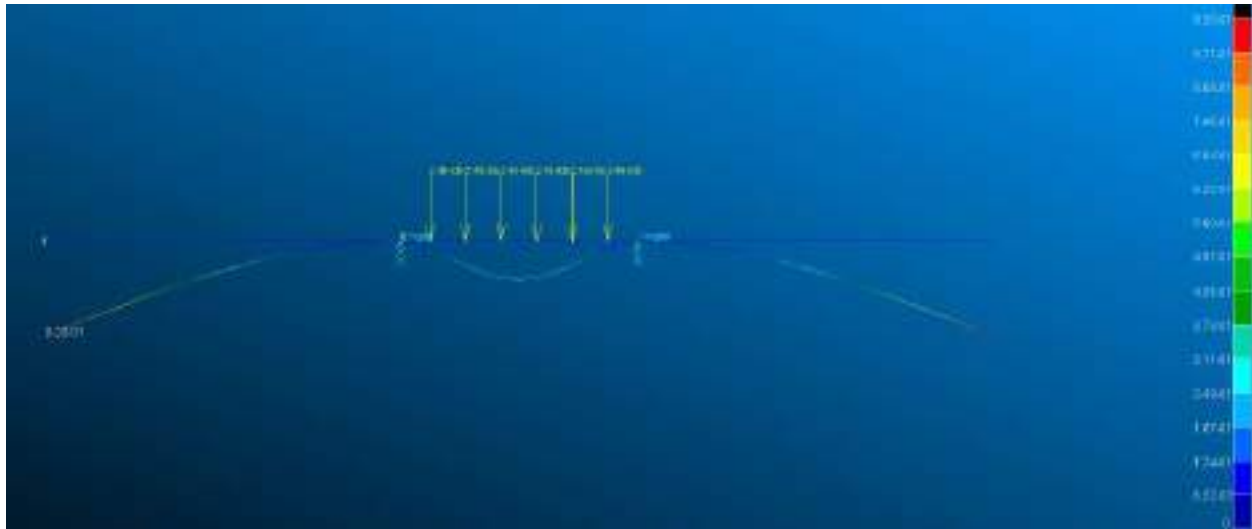


Figura C.7: Spostamenti della struttura nel caso di payload da 6 pale da 25 ton ciascuna

I risultati ottenuti confermano l'accettabilità delle deformazioni massime nel caso di carico in esame e per il materiale scelto, ovvero la lega di alluminio 7075-T6, noto col nome commerciale di *Ergal*. Si è infine passati ad analizzare i restanti casi di carico, le cui deformazioni sono mostrate nelle immagini seguenti.

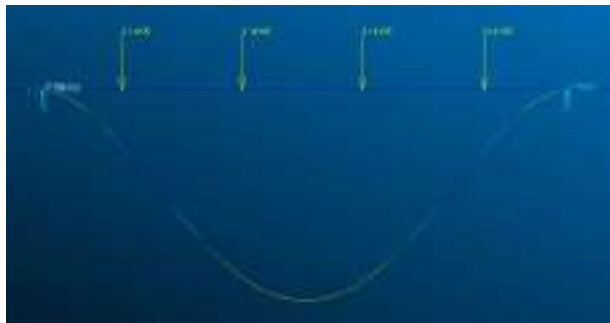


Figura C.8:



Figura C.9:

Casi di carico con 4 pale da 32 ton (a sinistra) e 2 pale da 65 ton (a destra), schematizzati con una struttura vincolata agli estremi e caricata puntualmente, per cui ogni forza rappresenta una pala

## C.3 Selezione dei materiali

### C.3.1 Longheroni

Per la selezione del materiale da utilizzare per la fabbricazione dei longheroni si è scelto di avvalersi del software Ansys GRANTA EduPack. Si seguirà un processo a due step. Al primo step si definiscono i vincoli che il materiale deve rispettare; al secondo step, i materiali che hanno superato la selezione allo step precedente verranno analizzati per individuare il materiale che garantisce l'ottimizzazione di due o più proprietà di interesse.

Per prima cosa, si richiede che il materiale costituente i longheroni sia in grado di resistere a un carico di 450 MPa (nella condizione di carico più vincolante); si impone, di conseguenza, una tensione di snervamento compresa tra 450-500 MPa. Inoltre, al fine di escludere materiali "preziosi" si richiede un costo massimo di 5 €/Kg. Un ulteriore vincolo da porre è che il materiale in questione sia appartenente alla famiglia dei metalli, di modo che siano esclusi materiali che, pur presentando un'elevata tensione di snervamento, non sono adatti ad impieghi strutturali. Individuati i materiali che rispettano i vincoli preposti si procede all'ottimizzazione. Poiché nel settore aeronautico è di fondamentale importanza ridurre le masse dei componenti, si cercherà quel materiale che permette di avere le migliori caratteristiche meccaniche a fronte di una massa ridotta. A questo proposito si introduce il seguente indice di merito:

$$M = \frac{\sigma^{2/3}}{\rho} \quad (\text{C.2})$$

In esso figurano la densità del materiale  $\rho$  e la tensione di snervamento  $\sigma_y$  elevata ad un esponente dipendente dalle modalità di applicazione del carico, dalla tipologia di elemento strutturale e dalla forma della sezione. La selezione del materiale si riconduce allora, alla massimizzazione dell'indice di merito  $M$ .

Nel piano logaritmico  $\rho - \sigma_y$  massimizzare  $M$  equivale a individuare i materiali al di sopra di una retta di pendenza 1,5 con la seguente equazione:

$$\log \sigma_y = 1,5 \log \rho + \log M$$

Osservando il grafico riportato in figura si osserva che una buona scelta potrebbe essere la lega di alluminio 7075-T6 (nome commerciale Ergal).

In questa lega d'alluminio il principale alligante è lo zinco (Zn) che ne aumenta la durezza e ne favorisce l'autotemperabilità. Le leghe appartenenti alla serie 7000, trattate termicamente, hanno la più elevata resistenza a trazione di tutte le leghe d'alluminio convenzionali. Questa lega risulta tecnicamente competitiva con alcuni acciai, con una densità di volume inferiore di circa tre volte. Le principali proprietà fisiche e meccaniche del 7075-T6 sono riportate in tabella 6.3.

Proprietà	Al 7075-T6
Densità	2770-2830 Kg/m <sup>3</sup>
Modulo di Young	69-76 GPa
Tensione di snervamento	359-530 MPa
Prezzo	3,78-4,4 €/Kg

Tabella C.2: Principali proprietà fisiche e meccaniche della lega Al 7075-T6

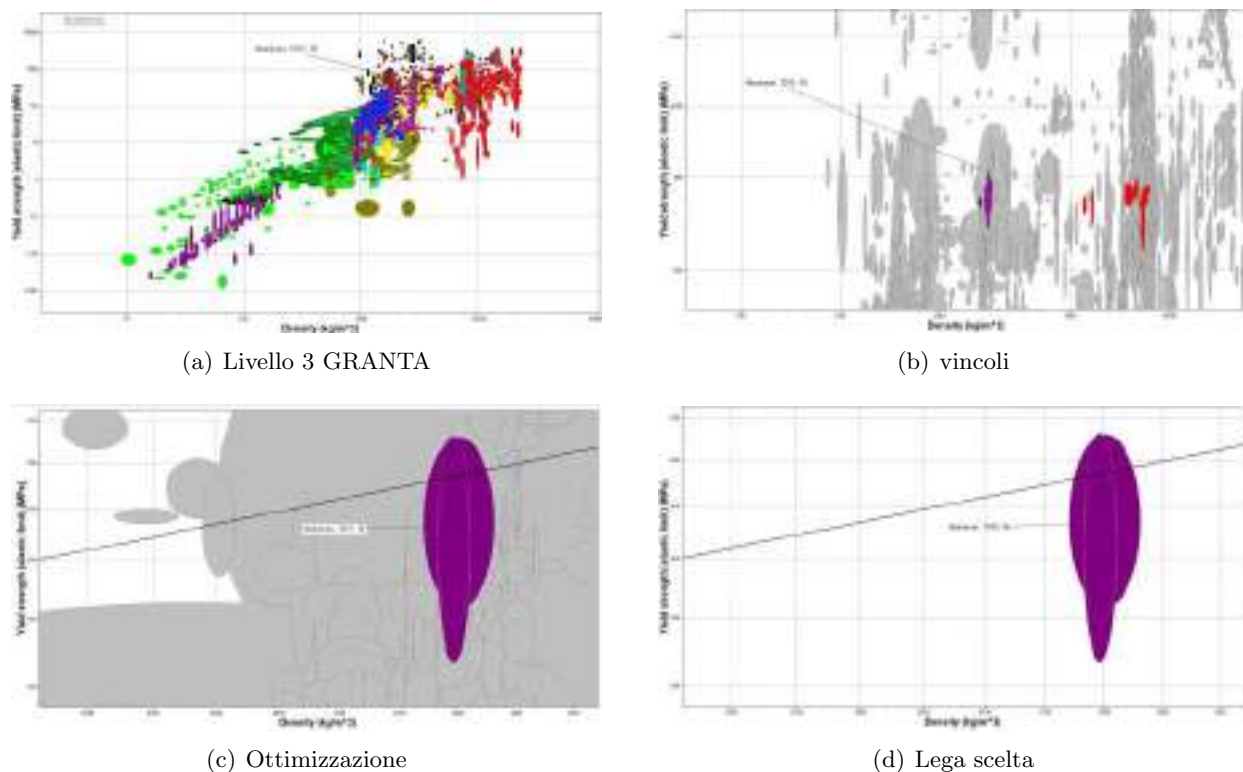


Figura C.11: Grafici GRANTA per la selezione del materiale per ogni step

### C.3.2 Rivestimento

La definizione del materiale per il rivestimento, all'interno della progettazione del dirigibile rappresenta una parte fondamentale, in quanto il rivestimento, oltre ad isolare il velivolo dall'esterno, possiede anche una funzione strutturale; esso, infatti, deve essere in grado di sopportare il carico essenzialmente legato alla *pressione interna*, ovvero alla somma di pressione dinamica massima e contributo delle forze aerostatiche. In base ai risultati di tale valore, che saranno analizzati in seguito, è dunque possibile selezionare le tre componenti che andranno a formare il rivestimento: *fiber, film e fabric*.

**Fiber** La scelta della fibra è il primo passo per la composizione del rivestimento; nel caso del dirigibile Aeolus la scelta è ricaduta sulla fibra di Dyneema prodotta dalla DSM. Essa è una fibra di polietilene UHMWPE (*Ultra-High Molecular Weight Polyethylene*) denominata superforte, in quanto è in grado di fornire la massima resistenza con un peso molto contenuto, garantendo una vita operativa duratura. Tutto ciò grazie alla presenza di catene molecolari molto lunghe, capaci di redistribuire il carico in maniera ottimale. Tale fibra risulta essere più forte a parità di peso rispetto a materiali omologhi,

Fiber	Type	Source	Density (lb/in. <sup>3</sup> )	Strength (10 <sup>3</sup> psi)	Modulus (10 <sup>4</sup> psi)	Strength to wt (10 <sup>6</sup> in.)	Break strain (%)
Dacron	Polyester	DuPont	0.050	106	2	3.0	14
Nylon	Polyamide	DuPont	0.042	143	1	3.4	15
Kevlar	Aramid	DuPont	0.052	435	16	8.4	2
Vectran	Liquid Crystal Polymer	Kulov	0.051	450	10	8.9	3
Spectra	UHMWPE (5-3000)	Honeywell	0.035	484	18	13.8	3
Carbon	FRP (11000)	Coray	0.065	924	43	14.2	2
Zylon	FRP	Towbe	0.056	840	26	15.1	3
Dyneema	UHMWPE	DSM	0.035	536	26	15.3	3-4
S-Glass	Fiberglass (5-3)	Owens Corning	0.090	665	13	7.4	5
Titanium	(Tef)		0.160	150	17	1.0	6

per esempio è 15 volte più forte dell'acciaio, inoltre ha un'elevata resistenza a taglio, alla deformazione ed è in grado di contribuire alla protezione dai raggi UV e da agenti chimici o atmosferici. Il processo produttivo consiste in una filatura a gel in cui le fibre vengono tirate, riscaldate, allungate e raffreddate ed è proprio con la trazione che le molecole all'interno delle fibre vengono allineate, possono cristallizzare in maniera ottimale e ridurre la loro densità.

Fabric	Application	Strength (lb/in.)	Weight (oz/yd <sup>2</sup> )	Specific strength (10 <sup>4</sup> in.)
Cotton/Tubler	Circ 1920	83	14.0	0.1
Polyester/Acrylic	GZ 20	165	13.9	0.3
Polyester/Acrylic	ZPG 3W	320	16.5	0.4
Polyester/ Polyethylene	Seychep 400	210	11.5	0.4
Woolon/ Polyethylene	Low Altitude	650	11.0	1.2
Woolon (Laminated)	Low Altitude	740	7.5	2.0
Dyneema (Laminated)	Stratospheric	600	3.2	2.7

**Fabric** Dopo aver scelto la fibra Dyneema si seleziona il relativo tessuto composito indicato come Dyneema (laminato), il quale deve presentare una disposizione dei filati in grado di soddisfare i requisiti minimi relativi alle prestazioni di strappo, perforazione e abrasione. Il tessuto Dyneema si presenta particolarmente versatile per questo scopo, poiché il produttore fornisce un'ampia scelta nello spessore delle fibre

che possono essere intrecciate in maniera ottimale andando a formare percorsi di carico personalizzati o andando a rinforzare punti specifici, per esempio nelle interfacce con altri componenti; ciò mantenendo sempre grande flessibilità e leggerezza del materiale complessivo. Punto critico rimane il costo elevato del tessuto, che nel caso specifico è giustificato dal voler preservare il payload dal valore economico molto alto.

**Film** Come strato più esterno del rivestimento è utile selezionare un film protettivo in grado di fornire l'isolamento dall'ambiente operativo che può risultare deleterio per i materiali. Nonostante le fibre scelte siano già abbastanza efficaci da questo punto di vista, è utile proteggere anche la parte in resina nella quale esse sono immerse e per questo è stata scelta una composizione con un doppio strato costituito da Tedlar e Mylar. Il primo materiale è ideale per il dirigibile Aeolus, data la bassa quota di crociera e costituisce uno strato inerte dal punto di vista chimico, oltre che impermeabile e isolante. Il secondo materiale, essendo il dirigibile non-rigido, contribuisce a rendere il rivestimento complessivamente più forte e resistente a taglio. Il connubio dei due film plastici garantisce una lunga durata della vita operativa, diminuendo sensibilmente la necessità di manutenzione.

Film	Type	Source	Density (lb/in. <sup>3</sup> )	Strength (10 <sup>3</sup> psi)	Modulus (10 <sup>4</sup> psi)	Strength to wt (10 <sup>4</sup> in.)	Break strain (%)
Ethylene	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-Fluoropolymer	DuPont	0.060	13	0.31	0.26	90
Mylar	Polyethylene terephthalate (PET)	DuPont Teijin	0.050	29	0.71	0.58	116
Kapton	Polyimide	DuPont	0.061	33	0.37	0.64	72
Teflon	Polytetrafluoroethylene (PTFE)	DuPont Teijin	0.049	39	0.83	0.79	88

Figura C.12: Film properties

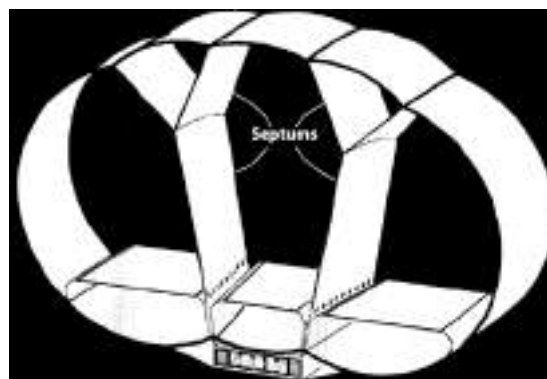


Figura C.13: Sezione di un tipico dirigibile ibrido cargo con rivestimento esterno, septums e ballonets



### C.3.3 Stima del peso dei rivestimenti

Usando la stessa struttura ed impostazione del dirigibile introdotta nei capitoli precedenti, vengono impostate le grandezze e caratteristiche dei materiali e della struttura al fine di eseguire una prima stima del peso del rivestimento esterno, dei septums e dei ballonets. Innanzitutto, il carico massimo supportato dalla superficie di rivestimento del dirigibile si calcola basandosi sul lobo più grande e sul punto di massima pressione da esso sopportato. Assumendo una velocità di crociera di 65kt il dirigibile subirà una pressione al livello del mare di:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \left[ \frac{lb}{ft^2} \right] \tag{C.3}$$

Tenendo in considerazione un fattore di 1.2 per evitare l'arricciamento del naso del dirigibile, la pressione risulterà quindi:

$$q_{wrinkle} = 1.2 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \left[ \frac{lb}{ft^2} \right] = 1.2 \cdot q \left[ \frac{lb}{ft^2} \right] \tag{C.4}$$

Andando ora a considerare la pressione sulla superficie superiore dovuta alla buoyancy, essa si calcola come moltiplicazione tra l'altezza del velivolo e la portanza netta del gas al suo interno. Sommando quest'ultima pressione e quella di prima si trova quindi una legge che stima la pressione interna come segue:

$$p_I = \frac{1.2 \cdot q + net\ gas\ lift \cdot vehicle\ height}{144} \left[ \frac{lb}{in^2} \right] \tag{C.5}$$

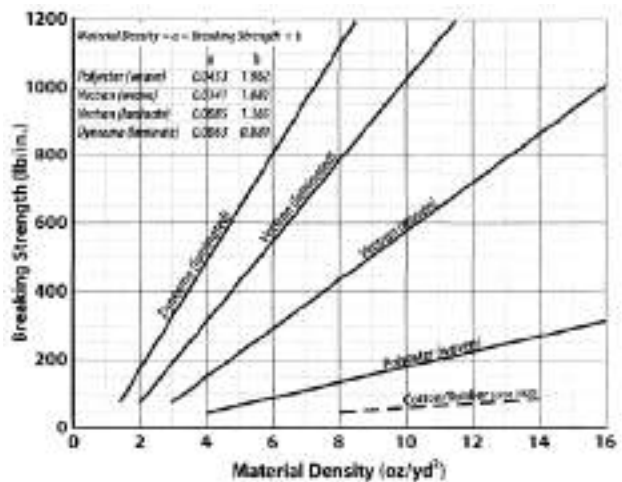
Da notare che il /144 serve per la conversione da  $\left[ \frac{lb}{ft^2} \right]$  a  $\left[ \frac{lb}{in^2} \right]$ .

E' quindi possibile determinare il carico presente sulla superficie come moltiplicazione tra la pressione interna, il raggio e un fattore ricavato da prove di stress su campioni diversi dello stesso materiale, che in questo caso é 12:

$$Hoop\ skin\ load = p_I \cdot radius \cdot 12 \left[ \frac{lb}{in.} \right] \tag{C.6}$$

Aggiungendo a questo valore un fattore di sicurezza di 4, FS=4 si può trovare la resistenza minima di rottura accettabile per il materiale in questione.

Entrando nel grafico seguente con tale valore si ricavano la densità e il peso che il materiale deve avere per resistere al carico sopra calcolato. Un altro percorso per giungere allo stesso risultato é creare una retta analiticamente con i valori a e b come da grafico, ovvero per esempio per il Vectran si avrà a=0.0085 e b=1.365.



A questo punto è possibile ricavare il peso del rivestimento come semplice moltiplicazione tra il valore di densità appena trovato, la superficie e due fattori. Un fattore di giunzione per catturare il peso del giunto, del duplicatore e dell'area di carico e un fattore di raccordo per catturare gli attacchi integrali portanti e set di anelli a tenuta di gas per le penetrazioni dello scafo.

$$W_{Hull} = Sup. rivestimento [ft^2] \cdot mat. density \cdot 1.20 \cdot 1.26 \left[ \frac{lb}{ft^2} \right] = 1.6600e + 04 [lb] \quad (C.7)$$

Per il peso dei septum si svolge lo stesso procedimento, usando però come valore di *breaking strength* il valore di prima moltiplicato per 1.5:

$$W_{Septum} = Sup. septum [ft^2] \cdot mat. density \cdot 1.06 \left[ \frac{lb}{ft^2} \right] = 4.4855e + 03 [lb] \quad (C.8)$$

Con 1.06 che rappresenta il fattore di giunzione per questo caso specifico.

Per quanto riguarda i ballonets bisogna invece partire prendendo il 45% del volume totale richiesto dal dirigibile e calcolare la superficie della sfera che contiene tale volume:

$$A_{bal} = 4\pi \sqrt{\left( \frac{Volume}{\frac{4}{3}\pi} \right)^{\frac{1}{3}}} \quad (C.9)$$

Una volta calcolata la superficie è possibile procedere anche questa volta come nei casi precedenti:

$$W_{Ballonet} = Sup. ballonet [ft^2] \cdot mat. density \left[ \frac{lb}{ft^2} \right] = 694.7161 [lb] \quad (C.10)$$

### C.3.4 Stima del peso della gondola

La gondola è un pezzo di struttura sospesa sotto il dirigibile che ospita l'equipaggio, il carico utile e la maggior parte dei sistemi. Poiché la maggior parte del peso del dirigibile si trova nella gondola, questa dovrebbe essere posizionata in modo tale che il C.G. del dirigibile è direttamente sotto il C.B. (tipicamente al 45% della lunghezza del dirigibile). Essa dovrebbe inoltre essere il più aerodinamica possibile per ridurre la resistenza alla pressione e la separazione del flusso sull'estremità di poppa. Poiché i dirigibili ibridi con equipaggio e merci volano solitamente ad altitudini inferiori a 12.500 piedi (FL 12.5), la gondola non ha bisogno di resistere a una pressione interna. É progettata per una delle tre categorie di carico utile seguenti:

Category	Typical payload
1 Light	ISR and comm equipment (unmanned, less than 1000 lb)
2 Medium	Crew station + systems + passengers or light cargo (less than 4000 lb)
3 Heavy	Payload compartment (vehicles, troops, pallets, TELs... more than 5000 lb) + crew station + systems

Il peso della gondola viene stimato conoscendo le dimensioni della gondola e una categoria di carico utile. Per questo caso specifico, consultando la letteratura si ricade nella categoria numero due, ottenendo così:

$$W_{Gond} = 353 \left[ \frac{l}{10}^{0.857} \frac{(w+h)}{10} \frac{V_{max}^{0.338}}{10} \right]^{1.1} = 9.4447e + 03 [lb] \quad (C.11)$$

con  $l$ ,  $w$  e  $h$  dimensioni della gondola in [ft],  $V_{max}$  = velocità massima in [kt], e  $S_{Gond}$  = area della gondola (4 lati + sopra e sotto, in [ft<sup>2</sup>]).

## C.4 Stima dei costi della struttura

Oltre il dimensionamento strutturale è stata condotta un'analisi sul costo di realizzazione della struttura composta da longheroni e rivestimento. Il costo degli elementi strutturali può essere suddiviso nelle seguenti voci di costo:

- Costo dei longheroni;
- Costo del rivestimento;
- Costo della manodopera;
- Altri costi.

### C.4.1 Longheroni

Il processo più indicato per la lavorazione della lega 7075-T6 è la formatura a caldo. Per stimare il costo di questo processo si ricorre al software GRANTA che permette la stima del *relative cost index*. Tale indice è un'approssimazione del costo di produzione di una unità o componente per il processo considerato; il suo valore è calcolato tramite il *'Process Cost Model'*. L'intervallo di valori forniti dal modello è solitamente abbastanza ampio; il valore più basso è da assimilare al costo di un componente semplice, il valore maggiore a un componente più complesso.

I dati di input di progetto per il calcolo del relative cost index sono: la lunghezza del componente, la massa del componente e il costo per unità di massa del materiale. La struttura in esame è composta da un complessivo di 3 longheroni: 2 longheroni da 80 m e un longherone da 20 m; è lecito considerare, per un'analisi di prima approssimazione che essi siano costituiti da unità di 20 m (4 unità per i longheroni di 80 m e 1 unità per il longherone di 20 m). Conoscendo l'area della sezione dei longheroni è possibile calcolare la massa delle singole unità moltiplicando il volume di esse per la densità del materiale.

$$M_{unit} = (Sezione \cdot Lunghezza) \cdot \rho = 5518,5 \text{ Kg}$$

Una rapida stima del costo della lega per unità di massa è ricavabile dalla scheda tecnica che fornisce un valore di costo approssimato, per un elevato volume di acquisto. Il costo riportato è da intendersi come il costo del materiale a monte del processo di formatura. Nel nostro caso sarà il costo della billetta usata all'inizio del processo di fabbricazione e non include il costo di formatura e trattamento termico. Si osserva che il costo del materiale è sempre soggetto alle dinamiche di mercato e dipende da molti fattori inclusa la disponibilità, il volume acquistato e la volatilità di prezzi della materia prima.

Inserendo i dati di input nel software si ottiene il grafico in figura C.14 che riporta il relative cost

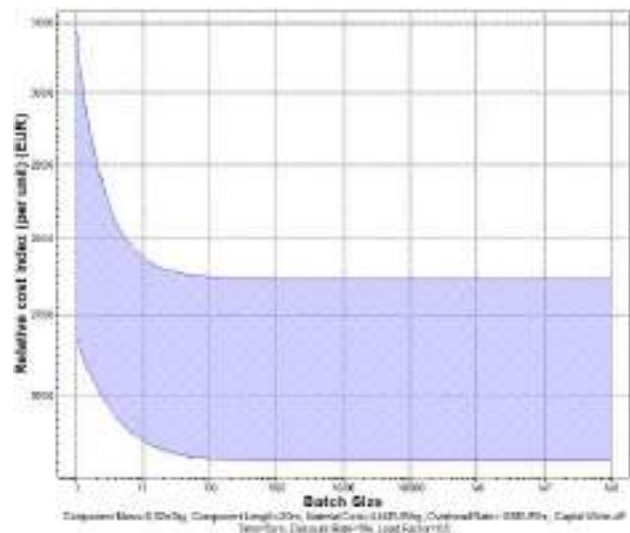


Figura C.14: Grafico del Relative Cost Index espresso in funzione del numero di unità da produrre

index in funzione del numero di unità da produrre (batch size).

Il costo della formatura è influenzato da diversi fattori come ad esempio la geometria di estrusione, la lunghezza di estrusione, il materiale ma anche dalla quantità di pezzi prodotti; ad esso deve poi essere aggiunto il costo di eventuali trattamenti termici.

Dovendo produrre 9 unità si ricava che il relative cost index è pari a 27.750 €; moltiplicando per il numero di unità da produrre si trova il costo approssimato di fabbricazione dei longheroni:

$$\text{Costo longheroni} = \text{relative cost index} \cdot \text{numero di unità} = 249.750 \text{ €}$$

#### C.4.2 Rivestimento

Il costo del rivestimento può essere dedotto dalla stima della sua massa, calcolata nei paragrafi precedenti. La fibra Dyneema prodotta dall'azienda DSM ha un costo massimo di 123 €/Kg incluso il costo di fabbricazione.

Possiamo allora, stimare il costo del rivestimento come prodotto di massa del rivestimento per costo al chilogrammo del Dyneema.

$$\text{costo rivestimento} = \text{massa rivestimento} \cdot \text{costo per unità di massa} = 891.181,50 \text{ €}.$$

#### C.4.3 Costo della manodopera

Nei paragrafi precedenti abbiamo considerato solamente i costi di produzioni degli elementi senza preoccuparci dei costi di assemblaggio e manodopera specializzata. Per la stima del costo della

	Labor	Materials	Over	Total
Wing	3000	2004	300	5304
Empennage	31,014	2004	2033	62,321
Fuselage	3070	2100	300	5470
Landing Gear	2107	300	370	2777
Installed Engines	2240	301	300	3241
Rotors	2173	301	340	2814
Payloads	2400	2100	300	4800
Fuel Assembly	300	34	33	367

Figura C.15: Costo per libbra delle parti del velivolo

manodopera si fa riferimento al testo (rif) che riporta una tabella che riporta i costi di produzione in funzione del peso dell'aeromobile. Sebbene non si faccia riferimento al caso specifico di produzione di un dirigibile cargo non si commette un errore rilevante; infatti come riferimento si considerano lavoratori operanti nel settore aeronautico. Dalla figura C.15 si ricava una stima del costo di assemblaggio per libbra pari a 58\$, corrispondenti a circa 112 €/Kg.

Considerando esclusivamente la massa totale della struttura (rivestimento più longheroni) si ricava che il costo approssimato dell'assemblaggio ammonta a 6.374.369,777 €

## D. Appendice Propulsione

### D.1 Introduzione

A causa delle basse velocità che possono raggiungere i dirigibili, la propulsione è ad eliche, che possono essere fatte ruotare da motori alternativi, turboalbero o motore elettrico. Le eliche sono limitate dal fatto che la loro velocità al tip deve essere minore di quella sonora per evitare la formazione di onde d'urto, tipicamente un limite è  $M = 0.75$ , [4].

Con l'utilizzo dell'elica si riesce a dare una piccola accelerazione a una grande massa d'aria, al contrario di come lavorano turbojet e turbofan che danno un'alta accelerazione a una più piccola quantità d'aria. Dal punto di vista energetico la scelta delle eliche è dovuta al fatto che la più piccola variazione di energia cinetica richiederà la minore quantità di fuel, quindi tra i sistemi propulsivi considerati, è quello a rendimento più alto. Un ulteriore vantaggio pratico è quello di poter variare la direzione della spinta semplicemente cambiando il passo dell'elica.

#### D.1.1 Thrust vectoring

Un metodo importante per controllare la portanza è l'uso della spinta vettoriale. Il *thrust vectoring* nel caso del dirigibile **Aeolus** per il decollo e l'atterraggio verticale o breve. Fornendo input di controllo quasi istantanei, il TV può essere utile per effettuare il controllo dell'assetto, particolarmente utile a basse velocità di manovra.

Approcci più avanzati di dirigibili ibridi possono scegliere sistemi di surriscaldamento o compressione dell'elio, per cercare di aumentare ulteriormente la componente di portanza verticale. La portanza vettoriale, tuttavia, con un alto tasso di reattività, rimarrà probabilmente un'importante componente di portanza dei dirigibili in tutti i progetti futuri. [5]



Figura D.1: Direzionalità dei motori

## D.2 Confronto tra i motori e scelta

Grazie a un dimensionamento preliminare del dirigibile, volto a stimare pesi e ingombri del dirigibile, si stimano dei parametri di interesse come la potenza massima richiesta e il peso totale dei motori. Entrambi i dirigibili, per corto e medio raggio, montano 4 propulsori ad elica: 2 su ciascun lato.

	Potenza/eng. [hp]	Peso tot. [lb]
<i>Corto raggio</i>	1225.8	1618.2
<i>Medio raggio</i>	2737	2580.8

Tabella D.1: Potenze e pesi richiesti

Si analizzano quindi tre configurazioni di motori: motore alternativo, turboalbero e motore elettrico.

### D.2.1 Motore alternativo

I motori alternativi o a pistoni utilizzano un ciclo Otto a quattro tempi per produrre potenza. A differenza dei motori automobilistici, quelli aeronautici sono caratterizzati da un elevato rapporto potenza/peso e un'alta affidabilità. Di seguito riporto la relazione statistica fra potenza e peso:[4]

$$W_{eng} = 4,848 \cdot P_{eng}^{0,7956} \quad (D.1)$$

Inoltre questi motori possiedono un basso *brake specific fuel consumption* (BSFC) che varia da 0,5 per i più piccoli a 0,42 per quelli più grossi.

I motori a pistoni furono usati in ambito aeronautico prevalentemente nella prima metà del '900 perché vennero in seguito sostituiti dai motori a reazione.

I più moderni esemplari di motori alternativi sono usati principalmente per aerei di piccola dimensione quindi i motori che forniscono una potenza erogabile che soddisfi i requisiti di progetto sono tutti risalenti a prima degli anni '60.

Si riportano qui di seguito alcuni esempi di motori a pistoni per le varie tipologie di missione:

	Potenza/eng. [hp]	Peso motore [lb]
Shvetsov ASh-62[27]	1000	1230
Wright R-1820 Cyclone[28]	1000	1184
Piaggio P.XIX[22]	1085	1240
Pratt e Whitney R-1830[23]	1200	1250

Tabella D.2: Missione corto raggio

	Potenza/eng. [hp]	Peso motore [lb]
Mikulin AM-42[21]	2000	2195
Rolls-Royce Griffon[25]	2035	1900
Pratt e Whitney R-2800[24]	2100	2360

Tabella D.3: Missione medio raggio

### D.2.2 Turboprop

I turboprop sono usati per applicazioni a bassa velocità e con un certo requisito di range. Rispetto a un motore a pistoni il turboprop risulta essere più leggero e con meno necessità di manutenzione

per ore di volo, ma si ha un più alto consumo di carburante, il BSFC è maggiore del 25% rispetto ai motori a pistoni. Un turboprop è di fatto un turbojet che guida un'elica, espandendo il più

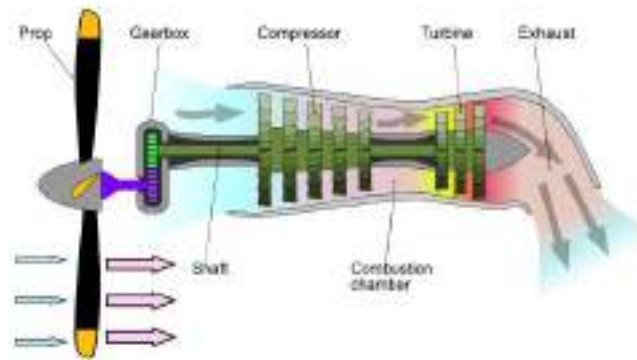


Figura D.2: Turboprop

possibile i gas caldi. Dato che i giri del motore si attestano intorno ai 10000 rpm e quelli dell'elica vanno tra i 2000 e i 2700 rpm, è necessaria l'applicazione di un riduttore.

Tra le potenze tabellate non è considerata la spinta relativa all'espansione in ugello. Si può scrivere la *thrust horsepower*,  $thp$  come:

$$thp = \frac{T_J V}{0.8 \cdot 550}$$

ipotizzando l'efficienza dell'elica all'80%. Si può definire quindi l'*equivalent shaft horsepower* come:

$$eshp = shp + thp$$

	Potenza/eng. [hp]	Peso motore [lb]
GeT401C [20]	1890	458
Safran Arrano [26]	1141	386
Ardiden 1 / 3 [26]	1384 / 1578	452 / 500
Aneto 1K [19]	1426	570

Tabella D.4: Missione corto raggio

	Potenza/eng. [hp]	Peso motore [lb]
Ge 7101D [20]	1994	456
RTM 322-01/1 [19]	2100	562

Tabella D.5: Missione medio raggio

Per la missione corto raggio i motori riportati in Tabella D.4 sono in grado di sviluppare la potenza necessaria. Tra loro il Safran Arrano porterebbe ad un notevole risparmio in peso ed è per questo quello più indicato.

Per la missione a medio raggio invece, il più indicato risulta essere GE T701D, che oltre a generare una potenza superiore a quella richiesta, porta ad una peso complessivo di 2730 lb, circa 4300 lb in meno rispetto al peso a nostra disposizione nel dimensionamento.

$$W_{eng} = 6.4906 \cdot P_{eng}^{0.5811} \quad (D.2)$$

### D.2.3 Motore elettrico

La propulsione elettrica è la tecnologia più "green" disponibile, in quanto non ha alcuna emissione. I motori elettrici hanno tanti vantaggi, in termini di efficienza energetica raggiungono il 90% contro circa il 20% per i motori a benzina. Sono ovviamente immuni al ghiaccio del carburatore e nei serbatoi, inoltre sono molto più facili da avviare, in più sono anche più sicuri dei motori a combustibile. Si illustrano alcuni vantaggi che presentano i motori elettrici:

- possono essere deliberatamente sovralimentati per un breve periodo, generando fino a tre volte la loro potenza normale (il 25% di spinta è più tipico). Questo può essere usato per il decollo o la potenza di emergenza;
- non perdono potenza con l'altitudine (anche se le celle a combustibile lo fanno);
- I velivoli elettrici inoltre sono più piccoli e meno pesanti quindi possono essere spostati più vicini all'elica in modo da ridurre la dimensione dell'albero di trasmissione.

Naturalmente ci sono degli svantaggi:

- mentre i motori sono più leggeri, il peso totale compresa l'alimentazione è quasi certamente più pesante di una potenza equivalente a combustione interna;
- di solito si impiega più tempo a "rifornire" un aereo elettrico, cioè per ricaricare le batterie (se di batterie si parla); queste ultime presentano 3 problemi: il numero di cicli di carico e scarico limitato (la sostituzione della batteria potrebbe avvenire ogni 6/8 anni), una durata di ciclo limitata e presentano il problema dello smaltimento;
- i motori elettrici spesso hanno bisogno di riduttori a causa del loro alto numero di giri, il che aumenta il peso, il costo e la complessità;
- le batterie tendono a perdere potenza quando raggiungono la fine della loro carica proprio quando potremmo aver bisogno della massima potenza per un atterraggio di fortuna.

In un motore elettrico l'energia elettrica fornita a una spira percorsa da corrente viene trasformata in energia meccanica. Una spira di filo conduttore rigido, montata su un asse sul quale è libera di ruotare, è immersa in un campo magnetico uniforme perpendicolare all'asse di rotazione, generato per esempio dai poli di un magnete. Mediante uno speciale dispositivo detto collettore, si inverte il senso della corrente nella spira (dopo che questa ha ruotato di  $180^\circ$ ) e permette di continuare la rotazione nello stesso senso.

La rotazione della spira viene trasmessa a un albero girevole che fa ruotare l'elica.

I motori elettrici per applicazioni ad alta potenza hanno più comunemente la variazione di corrente applicata agli statori degli elettromagneti, con il rotore che è un magnete permanente la cui polarità non cambia.

I motori elettrici sono semplici e affidabili, hanno una potenza specifica di circa 0,27 hp/lb (0,2 kW/lb) e ricevono la loro potenza da una APU di bordo (unità di potenza ausiliaria), batterie, celle a combustibile o celle solari. Negli ultimi tempi si sta andando verso l'idea di utilizzo di celle a combustibile che utilizzando l'idrogeno per sviluppare la corrente necessaria a far andare il motore elettrico. Il funzionamento della cella a combustibile è riportato semplificato in figura [D.3](#):



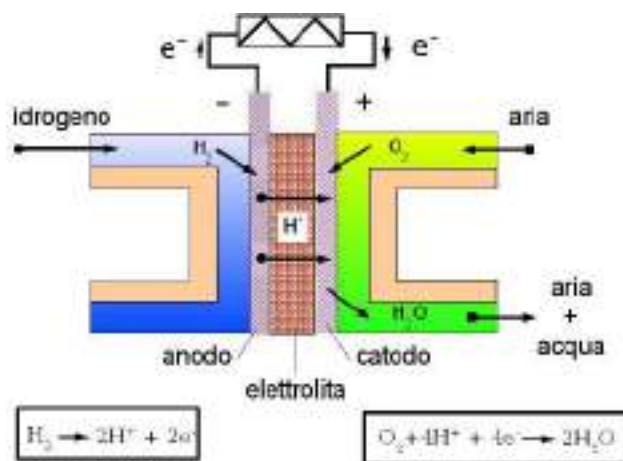


Figura D.3: Cella a combustibile

In letteratura purtroppo esistono pochi motori che sono in grado di generare la potenza richiesta e sono i motori trifase. Il problema di questi motori è che per generare quella potenza arrivano a pesare oltre i 3000 Kg, ovvero 6613.86 lb. Un esempio è l' OME/OMV 500(3-2) che riesce a generare 1000 hp ma con una massa di oltre 10.000 lb.

### D.2.4 Ciclo

Il ciclo è stato risolto a partire da dati tipici del turboprop e con la forte assunzione dei rendimenti costanti, che per un dimensionamento preliminare può essere considerata accettabile.

$\beta_c$	$T_4^0 [K]$	$\eta_c$	$\eta_t$	$\eta_{mc}$	$\eta_{mt}$	$\eta_b$	$\varepsilon_b$	$\eta_n$	$\eta_R$	$\eta_{elica}$	$H_i [J/Kg]$	$\lambda$
14.8	1360	0.85	0.9	0.99	0.99	0.99	0.95	0.95	0.95	0.73	$45 \cdot 10^6$	0.9

Tabella D.6: Dati iniziali e rendimenti del ciclo termodinamico

I rendimenti scelti sono valori tipici per il Turboprop, così come rapporto di compressione e temperatura massima ammissibile. Si sceglie come combustibile il JP 4, con potere calorifico inferiore pari a  $H_i = 45 \cdot 10^6 J/kg$ . Il valore di  $\lambda$  identifica il rapporto tra spinta dell'elica e spinta totale; per applicazioni a bassa velocità si privilegia l'elica e meno l'ugello

Tra i valori riportati, il rendimento dell'elica è un valore che è stato fatto variare iterativamente per ottenere un valore di ottimo alla velocità di interesse.

Le prestazioni ricavate dal ciclo sono riportate in Tabella D.7.

Caratteristiche principali TP			
Max Power/eng	$P_{max,eng}$	[hp]	2700
Static thrust/eng	$T_{0,eng}$	[kN]	35.2
Max speed	$V_{max}$	[m/s]	39.7
Max Jet Power	$P_{j,max,eng}$	[hp]	91
Brake specific fuel consumption	$BSFC$	[lb/(hp · h)]	0.5

Tabella D.7: Caratteristiche principali del motore

Si ottiene la potenza totale come somma tra potenza all'albero dell'elica e potenza propulsiva del getto:

$$P_{p,TOT} = P_{p,elica} + P_{p,j} = 2791 \text{ hp}$$

dove la  $P_{p,elica} = P_{ax,elica} \cdot \eta_{elica}$ .

Il consumo invece si ottiene come rapporto tra portata del combustibile su potenza propulsiva dell'elica:

$$BSFC = \frac{\dot{m}_b}{P_{ax,elica}}$$

Si diagramma il ciclo sul piano T-S in Figura D.4.

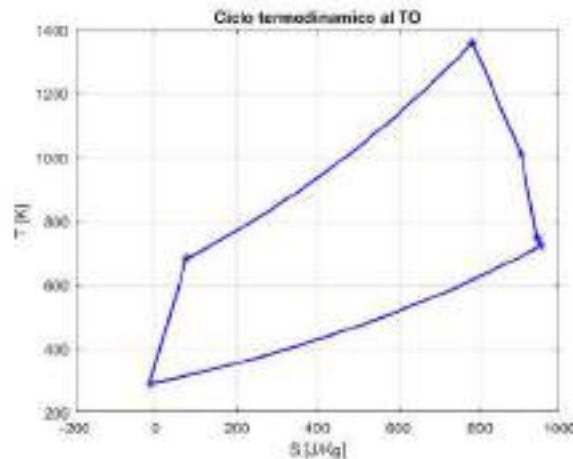


Figura D.4: Ciclo termodinamico

### D.2.5 Struttura delle eliche

L'elica di un dirigibile, essendo studiata per agire su un fluido a bassa densità, risulta essere caratterizzata da buone velocità di rotazione e da pale molto sottili, ed è per questo che si preferisce usare del materiale composito PMC (polymer material composite), il quale permette di ottenere prestazioni superiori rispetto ad altri materiali usati in campo aeronautico come legno e metalli. Grazie alla facilità con la quale è possibile modellarli in forme anche molto complesse, alla loro eccezionale resistenza agli agenti ambientali, alla leggerezza ed alle loro straordinarie caratteristiche di rigidità e di resistenza agli sforzi. Un PMC è composto da due componenti: una matrice in resina epossidica, peso specifico ( $1,2 \text{ kg/dm}^3$ ), e un rinforzo in fibre di vetro, che possiedono più elevate caratteristiche di resistenza a trazione (4500 MPa) rispetto alle fibre di carbonio e alle aramidiche (2000-4000 MPa). Considerando una percentuale in peso delle fibre del 30%, si ottiene una densità del materiale pari a  $\rho_c = 1.427 \text{ kg/dm}^3$

Un parametro di fondamentale interesse è la spinta, utile da conoscere per dimensionare l'attacco motore.

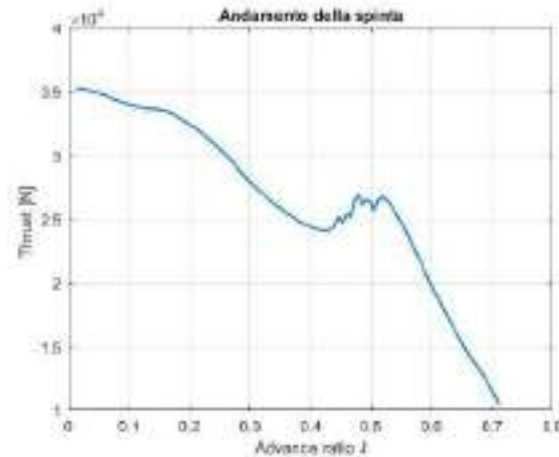


Figura D.5: Grafico della spinta

### D.3 Activity Factor e analisi tensioni

Conoscendo la struttura dell’elica e la variazione della corda lungo la corda dell’elica si può effettuare uno studio sulle tensioni in termini di forza centrifuga. Il materiale scelto è un PMC a matrice epossidica e fibre di vetro con densità di  $\rho_c = 1.427 \text{ kg/dm}^3$ .

$$\begin{cases} dF_c = dm \frac{v^2}{r} = dm \frac{\omega^2 r^2}{r} = dm \omega^2 r \\ dm = \rho_c dVol = \rho_c A_b dr \end{cases}$$

Si ottiene quindi:

$$F_c = \int_{r_h}^{r_t} \rho_c A_b \omega^2 r dr$$

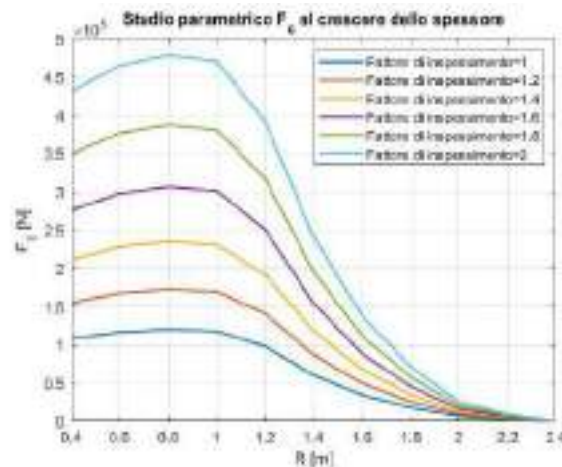


Figura D.6: Studio Forza centrifuga

Il basso AF, in questo caso pari a 62.1, porta ad avere un’elica meno sollecitata come si vede in Figura D.6. Il fattore di inspessimento = 1 corrisponde al dato scelto per l’elica.

# Bibliografia

- [1] *Transport Airship Requirements*. Rapp. tecn. 2132HB Hoofddorp, D-38108 Braunschweig: Rijksluchtvaartdienst, Luftfahrt - Bundesamt, 2000.
- [2] Dassault Systèmes SolidWorks. «SolidWorks®». In: *Version Solidworks* (2005).
- [3] 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.
- [4] Leiland M. Nicolai e Grant E. Carichner. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Vol 2*. Amer Inst of Aeronautics, 2013.
- [5] Philip V. Hunt. *Advanced Airship Technologies and Design Approaches: Learning from Past Operational and Design Lessons to Seek a More Assured Path to Practicable Gas Buoyant Air Vehicles*. Amer Inst of Aeronautics AIAA, 2015.
- [6] Ansys. «Granta EduPack®». In: *Version Granta EduPack* (2021).
- [7] analysis tool for airfoils XF5R. «XF5R®». In: *Version XF5R* (2021).
- [8] Atlas. *Atlant cargo airship*. URL: [https://atlas-lta.com/atlant\\_cargo\\_airship/](https://atlas-lta.com/atlant_cargo_airship/). (accessed: 15/10/2021).
- [9] General Electric. *GE RENEWABLE ENERGY LOCATIONS*. URL: <https://www.ge.com/renewableenergy/about-us/locations>. (accessed: 28/10/2021).
- [10] Enercon. *Enercon: Energy for the world*. URL: <https://www.enercon.de/en/references/>. (accessed: 26/10/2021).
- [11] Enercon. *Products*. URL: <https://www.enercon.de/en/products/>. (accessed: 05/11/2021).
- [12] FAA. *OPERATIONAL CONTROL FOR AIR CARRIERS*. URL: [https://fsims.faa.gov/wdocs/8900.1/v03%20tech%20admin/chapter%2025/03\\_025\\_004.htm](https://fsims.faa.gov/wdocs/8900.1/v03%20tech%20admin/chapter%2025/03_025_004.htm). (accessed: 06/11/2021).
- [13] Fas. *Fasce e anelli continui di poliestere*. URL: <http://www.fasitaly.com/Serie/0224007.pdf>. (accessed: 27/11/2021).
- [14] Lockheed Martin. *P-791*. URL: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products.html>. (accessed: 15/10/2021).
- [15] The Wind Power. *Sheperds Flat Wind Farm*. URL: [https://www.thewindpower.net/windfarm\\_en\\_17490\\_shepherds-flat-wind-farm.php](https://www.thewindpower.net/windfarm_en_17490_shepherds-flat-wind-farm.php). (accessed: 28/10/2021).
- [16] Thales Alenia Space. *Stratobus*. URL: <https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/press-release/thales-alenia-space-and-thales-sign-concept-study-contract-french>. (accessed: 15/10/2021).
- [17] Risp srl. *Risp*. URL: [http://www.rispsrl.it/Risp\\_Sollevarmento.pdf](http://www.rispsrl.it/Risp_Sollevarmento.pdf). (accessed: 27/11/2021).

- [18] Vestas. *Products*. URL: <https://www.vestas.com/en/products/overview>. (accessed: 05/11/2021).
- [19] Wikipedia. *Aneto*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce\\_Turbomeca\\_RTM322](https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_Turbomeca_RTM322). (accessed: 05/11/2021).
- [20] Wikipedia. *GE*. URL: [https://it.wikipedia.org/wiki/General\\_Electric\\_T700](https://it.wikipedia.org/wiki/General_Electric_T700). (accessed: 05/11/2021).
- [21] Wikipedia. *Mikulin AM-42*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Mikulin\\_AM-42](https://en.wikipedia.org/wiki/Mikulin_AM-42). (accessed: 06/11/2021).
- [22] Wikipedia. *Piaggio P.XIX*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Piaggio\\_P.XIX](https://en.wikipedia.org/wiki/Piaggio_P.XIX). (accessed: 06/11/2021).
- [23] Wikipedia. *Pratt and Whitney R-1830 Twin Wasp*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%5C%26\\_Whitney\\_R-1830\\_Twin\\_Wasp](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%5C%26_Whitney_R-1830_Twin_Wasp). (accessed: 06/11/2021).
- [24] Wikipedia. *Pratt and Whitney R-2800 Double Wasp*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%5C%26\\_Whitney\\_R-2800\\_Double\\_Wasp](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%5C%26_Whitney_R-2800_Double_Wasp). (accessed: 06/11/2021).
- [25] Wikipedia. *Rolls-Royce Griffon*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce\\_Griffon](https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_Griffon). (accessed: 06/11/2021).
- [26] Wikipedia. *Safran Ardiden*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Safran\\_Ardiden](https://en.wikipedia.org/wiki/Safran_Ardiden). (accessed: 05/11/2021).
- [27] Wikipedia. *Shvetsov ASh-62*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Shvetsov\\_ASh-62](https://en.wikipedia.org/wiki/Shvetsov_ASh-62). (accessed: 06/11/2021).
- [28] Wikipedia. *Wright R-1820 Cyclone*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Wright\\_R-1820\\_Cyclone](https://en.wikipedia.org/wiki/Wright_R-1820_Cyclone). (accessed: 06/11/2021).