

POLITECNICO DI TORINO

PROGETTAZIONE DI VEICOLI AEROSPAZIALI
A. A. 2020/21

Squadra A3 - Airship

SkySaver

An airship to revolutionize
cargo transport and humanitarian relief operations



Prof. PETROLO MARCO
Prof. AZZARA RODOLFO
Prof. NAGARAJ M. H.

Membri della squadra A3:

Lorenzo DAL BO	270281
Simone DASCANIO	255395
Matteo DE STEFANO	275588
Michele DRIVIO	278818
Alessandro ERCOLE	268936
Ivan FELLI	278045
Lucas FERNANDES DA COSTA PAPPACENA	278094
Alexandru FLOREA	275622
Lorenzo FOLCARELLI	275679
Alessandro GATTUSO	246116
Giacomo GEDDA	275644
Francesco GERBINO	280232
Chiara GERON	271907
Riccardo GIACOPINO	278258
Raffaele GIORDANO	275549
Fabio GNESUTTA	197670
Angelo Alberto GRANATA	267362
Samuele GRAZIANI	272097
Daniele GRECO	277978
Giovanni GRIMALDI	269076
Matteo LUCI	269345
Gabriele LUZZANI	271548

Sommario

L'obiettivo di questo documento è presentare il lavoro svolto dalla squadra A3, che verte sul design concettuale di un dirigibile ibrido di concezione moderna. Questa macchina, grazie ai notevoli sviluppi in tutti i campi dell'aeronautica, dai materiali ai controlli automatici, sta riscontrando nell'ultimo periodo un notevole interesse da parte della comunità tecnico-scientifica.

Partendo dalla definizione del profilo di missione, è stato implementato un flusso di design preliminare per tentare di ottimizzare il punto di progetto sotto più punti di vista. Successivamente, sono stati creati 4 gruppi di lavoro disciplinari per lo studio più dettagliato delle principali aree progettuali quali l'aerodinamica, le strutture, la meccanica del volo e la propulsione.

Indice

Introduzione	5
1 Stato dell'arte	7
2 Profili di missione	9
2.1 Missione umanitaria	9
2.1.1 Esempio di missione umanitaria	9
2.2 Missione cargo	11
3 Progetto preliminare	12
3.1 Il foglio di calcolo	12
3.2 Ottimizzazione del punto di progetto	13
4 Aerodinamica	16
4.1 Introduzione ed obiettivi	16
4.2 Profilo scelto	16
4.3 Primo modello CAD	17
4.3.1 Analisi CFD	18
4.4 Modello CAD aggiornato e analisi CFD	21
4.4.1 Scelta del raccordo	21
4.4.2 Rappresentazione tramite CAD	22
4.4.3 Analisi CFD	23
4.5 Dimensionamento aerodinamico al decollo	23
4.5.1 Scrape angle	23
4.5.2 Air Cushion Landing System (ACLS)	24
5 Stabilità e meccanica del volo	27
5.1 Stabilità statica	27
5.2 Dimensionamento Horizontal Tail	28
5.3 Dimensionamento Vertical Tail	29
5.4 Stabilità dinamica	29
5.4.1 Dinamica latero direzionale	30
5.4.2 Dinamica di rollio	30
5.4.3 Dinamica longitudinale	31
5.4.4 Discussione dei risultati	31
5.5 Implementazione dei sistemi di controllo	31
5.5.1 Controllore dinamica laterale	32
5.5.2 Controllore dinamica longitudinale	32

6	Strutture	34
6.1	Requisiti e aspetti chiave	34
6.2	Caratteristiche della bulk load structure	35
6.3	Rivestimento	36
6.4	Setti inter-lobali	36
6.5	Bulk load structure: studio analitico	37
6.6	Bulk load structure: studio agli elementi finiti	37
6.6.1	Struttura interna	37
6.6.2	Struttura esterna	38
6.7	Stima dei costi della struttura	38
7	Propulsione	40
7.1	Motore	40
7.1.1	Confronto fra le configurazioni	42
7.2	Propulsore	43
	Bibliografia	50
	Appendici	51
A	Dimensionamento	51
A.1	Assunzioni geometriche	51
A.2	Processo di dimensionamento	51
B	Analisi CFD	65
B.1	Processo logico	65
B.2	Parametri di Mesh	65
B.2.1	Dominio di calcolo	65
B.2.2	Mesh superficiale	66
B.2.3	Mesh volumetrica	67
B.3	Fisica	67
B.4	Analisi dei risultati e <i>Post-Processing</i>	68
B.5	Caso al decollo	69
C	Stabilità e Meccanica del volo	70
C.1	Stabilità statica	70
C.1.1	Profilo NACA 00012	71
C.2	Stabilità dinamica	72
C.3	Dinamica latero direzionale	72
C.4	Dinamica di Rollio	75
C.5	Dinamica Longitudinale	76
D	Strutture	79
D.1	Rivestimento	79
D.2	Setti inter-lobali	81
D.3	Bulk Load Structure - studio analitico	82
D.3.1	Dimensionamento analitico della struttura interna	83
	Longheroni e travi trasverse	83
	Montanti	84
D.3.2	Struttura Esterna	84

D.3.3	Risultati	86
D.4	Bulk Load Structure - studio agli elementi finiti	86
D.4.1	Struttura interna	86
D.4.2	Struttura esterna	90
D.5	Stima dei costi	92
D.5.1	Stima del costo del rivestimento in Vectran	92
D.5.2	Stima del costo della struttura rigida	93
D.5.3	Costo della manodopera e tempo di lavoro	95
	Assemblaggio	95
	Abbattimento dei costi di assemblaggio	96
E	Configurazione Propulsiva	98
E.1	Motore	98
E.1.1	Motore Elettrico	98
E.2	Propulsore	99
E.2.1	Pale esaminate	99
E.2.2	Sforzi Radiali	100

Introduzione

Fino allo scoppio della seconda guerra mondiale, dirigibili e aeroplani si contendevano il dominio del mercato del trasporto aereo. Nonostante il conflitto abbia decretato vincitori i velivoli ad ala fissa, nel ventunesimo secolo si è assistito a una rinascita dei dirigibili. L'evoluzione tecnologica avvenuta negli ultimi decenni ha sancito il passaggio del dirigibile da mezzo di trasporto trascurato a velivolo in grado di rivoluzionare il mercato aerospaziale.

Le sue caratteristiche peculiari, infatti, si possono riassumere in:

- bassi costi operativi;
- grande capacità di carico;
- capacità di volo verticale e hovering;
- capacità di atterraggio su piste non preparate;
- range intercontinentali;
- elevata autonomia oraria;
- basso impatto ambientale.

Più in dettaglio, secondo il report *Hybrid Airship Operational Concept* redatto dal Dipartimento della Difesa USA, l'uso di dirigibili per una missione in Afghanistan permette una riduzione del 60% dei costi operativi se confrontato a un velivolo ad ala fissa; in un altro studio analizzato nel documento, il costo per Tonnellata-Miglia di un Boeing C-17 risulta pari a \$1.20, mentre un dirigibile, a parità di missione, consente di ridurre tale valore fino a \$0.22 [1].

Un dirigibile, inoltre, produce tra l'80 e il 90% di emissioni in meno rispetto a un aeroplano convenzionale e, volando a una quota di circa 31000 piedi inferiore, queste hanno un impatto bassissimo sul riscaldamento globale [2].



Figura 1: *Rendering di un dirigibile ibrido [3]*

L'obiettivo di questo report è giungere ad un conceptual design di un dirigibile ibrido che possa svolgere missioni cargo a scopo umanitario. Si partirà da un'analisi dello sviluppo storico, delle capacità e dei limiti dell'applicazione dei dirigibili per tale tipologia di missioni, presentando lo stato dell'arte di tali aeromobili con particolare riferimento alla configurazione ibrida. Si proseguirà con l'identificazione di un'area geografica dove il nostro dirigibile possa essere utilizzato per minimizzare i tempi di trasporto di materiale per missioni di Humanitarian Assistance e Disaster Relief. In base ai requisiti che risulteranno necessari dall'analisi di tale missione, si procederà, infine, al dimensionamento e alla progettazione preliminare del nostro aeromobile.

Capitolo 1

Stato dell'arte

La prima categorizzazione che può essere operata sui dirigibili riguarda il metodo di generazione di portanza: si distinguono, infatti, il *dirigibile convenzionale* in cui la forza di sostentamento è unicamente aerostatica e il *dirigibile ibrido* in cui parte della portanza è generata dinamicamente come avviene sugli aerei. Nel secondo caso un parametro di progetto importante è il *Buoyancy Ratio* BR, ovvero il rapporto tra la portanza aerostatica e quella totale [4].

Un'altra possibile classificazione dei dirigibili può essere operata a livello strutturale. Si distinguono in:

- Rigidi: presenza di struttura rigida coperta da un rivestimento esterno
- Semi-rigidi: presenza di struttura di supporto, ma la forma del rivestimento è tenuta dalla pressione del gas che genera la portanza
- Non rigidi: totale assenza di struttura rigida poichè i compiti strutturali sono assolti dal rivestimento

Storicamente (agli inizi del XX secolo) i primi dirigibili presentavano la configurazione rigida, che è anche quella più pesante; gli sviluppi tecnologici in campo strutturale, che sono avvenuti negli ultimi anni, hanno permesso di virare verso configurazioni più leggere come quella semi-rigida e non rigida.

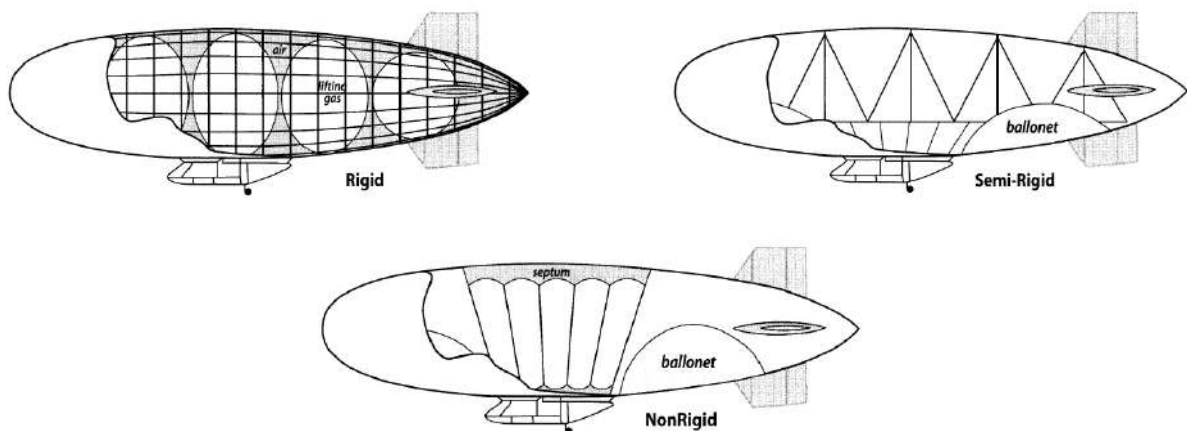


Figura 1.1: *Classificazione Strutture* [4]

In quanto al gas portante, i pionieristici dirigibili di Ferdinand Von Zeppelin utilizzavano l'idrogeno, che ha il vantaggio di presentare una bassissima densità. Tuttavia, dopo il tragico

incidente avvenuto a Lakehurst in New Jersey nel 1937 al dirigibile LZ129 Hindenburg, l'utilizzo dell'idrogeno venne abbandonato. All'attuale stato dell'arte viene utilizzato l'elio che, sebbene sia raro e relativamente costoso, ha comunque ottime capacità portanti e non presenta le caratteristiche di infiammabilità dell'idrogeno.

Ad oggi, i dirigibili ibridi sono al centro di numerosi progetti di aziende leader del settore aerospaziale come nuova frontiera per il trasporto cargo in aree remote, dove la maggior parte dei velivoli convenzionali non riesce ad operare per mancanza di infrastrutture. Ne sono esempi l'*Hybrid Air Vehicles HAV 304/Airlander 10* e il *Lockheed Martin P-791*.

Capitolo 2

Profili di missione

Le caratteristiche particolari del dirigibile ne condizionano fortemente i possibili campi di applicazione. La maggiore competitività dei velivoli tradizionali nel settore dei trasporti porta a scegliere come applicazione del nostro aeromobile missioni in cui la versatilità del dirigibile nei vari scenari operativi è ineguagliabile. Queste si configurano in: trasporto di aiuti umanitari in zone colpite da disastri naturali e cargo per aziende in zone remote del pianeta.

2.1 Missione umanitaria

I limiti operativi maggiormente incontrati dagli enti umanitari riguardano la difficoltà di operare mezzi pesanti avendo a che fare spesso con collegamenti stradali al collasso oltre che con condizioni meteo e ambientali ostili che sono causa di rallentamenti, che possono risultare fatali nelle prime ore dei soccorsi.

In questo contesto i vantaggi di un dirigibile rispetto ad un trasporto su gomma o un trasporto aereo convenzionale sono un minor consumo di combustibile a parità di carico, ma soprattutto la possibilità di decollare, atterrare e distribuire il carico in assenza di infrastrutture.

2.1.1 Esempio di missione umanitaria

Il primo profilo di missione identificato si basa sull'attività in un'area particolarmente colpita da maremoti e terremoti quale il Sud-Est asiatico. Nel 2004 lo tsunami che ha colpito principalmente l'Indonesia e la Thailandia ha evidenziato limiti nel tempestivo approvvigionamento di risorse sanitarie nelle zone che hanno subito danni ingenti alle infrastrutture. L'utilizzo del dirigibile in questo scenario, invece, garantisce la possibilità di trasporto di grandi tonnellaggi di payload su ampie distanze e a costi contenuti.

In particolare, si è scelto come base di partenza la base ONU di Singapore in quanto luogo strategico a partire dal quale si possono raggiungere le principali aree maggiormente soggette a eventi catastrofici (si parla di una placca tettonica tra le più instabili del pianeta che racchiuderà l'intera nostra area operativa). Inoltre, la presenza di una infrastruttura già esistente e riconosciuta dalla comunità internazionale riduce i costi di implementazione di questo tipo di missione.

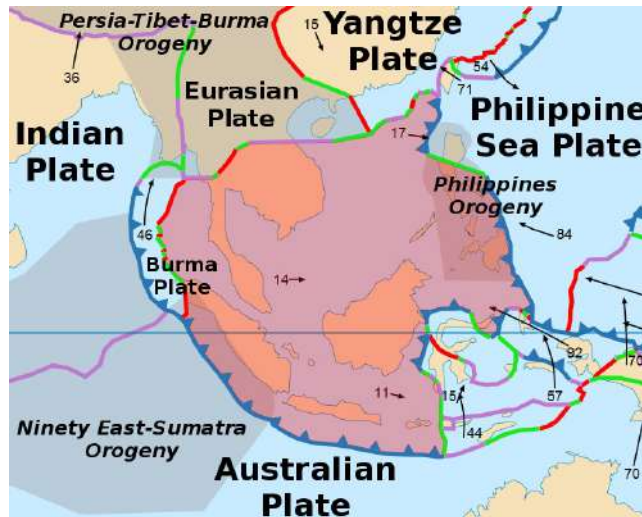


Figura 2.1: Area di missione: placca delle Andamane e placca delle Filippine

Si sono definite due tipologie di missione: una ad alto payload e basso range ed un'altra a basso payload e alto range. Come riferimento per la prima tipologia è stata scelta la tratta Singapore-Bangkok. Per quanto riguarda la seconda tipologia di missione è stata definita la tratta Singapore-Aparri (isola di Luzon, Filippine). Risulta rilevante notare come il viaggio di ritorno si basi su uno scalo presso l'aeroporto Dong-Tac costruito sulla base militare americana di Tuy-Hoa in Vietnam: questo permette di ridurre il range grazie alla possibilità di fare rifornimento in una tappa intermedia.

Per soddisfare gli scopi della nostra missione e garantire un intervento rapido in caso di necessità, è essenziale una risposta tempestiva da parte della organizzazione e della gestione della logistica del dirigibile.

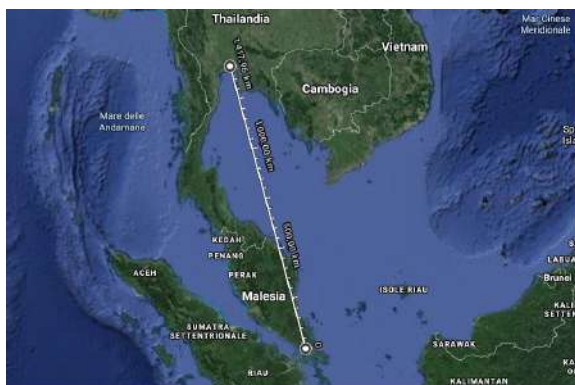


Figura 2.2: Missione Singapore-Bangkok

- Range = 2500 [km]
- Velocità = 110 [km/h]
- Payload = 120 [ton]
- Numero Piloti = 4

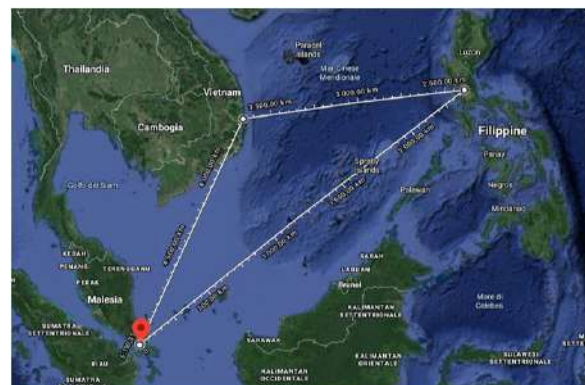


Figura 2.3: Missione Singapore-Manila

- Range = 3500 [km]
- Velocità = 100 [km/h]
- Payload = 60 [ton]
- Numero Piloti = 6

In particolare, per stimare il numero di piloti necessario a portare a termine queste missioni, si è fatto riferimento alla normativa europea per il trasporto civile [5].

Per la prima missione, poichè contiene soltanto due segmenti di volo, è possibile suddividere il carico di lavoro in due squadre che lavorino in turni da 11 ore (notturna) e 12 ore (diurna). Inoltre, la presenza di una seconda squadra permette di ampliare questi orari di altre tre ore grazie alla possibilità di riposarsi durante la missione.

Per la seconda missione, si è stabilito di utilizzare 6 piloti: le prime due squadre portano il

dirigibile da Singapore a Manila alternandosi con un orario di lavoro rispettivamente di 10:30 ore (notturna) e 11:30 ore (diurna). La terza squadra assiste alle operazioni di scarico, che si stimano della durata di tre ore, e guida il dirigibile da Manila alla stazione vietnamita in circa 10 ore, rispettando i limiti orari imposti dalla normativa sopracitata. Nella stazione di Tuy-Hoa è necessario fare scalo per il rifornimento, non avendo un range che consenta di fare andata e ritorno in un unico segmento di volo, e permettere il riposo dei piloti prima del ritorno a Singapore.

Si nota, infine, che nella seconda missione gli orari di lavoro sono ridotti rispetto alla prima poiché i segmenti di missione sono diventati tre.

2.2 Missione cargo

Il secondo profilo di missione identificato è relativo alla Supply Chain del segmento civile di Airbus. La logistica interessa Mobile (USA), Amburgo (Germania), Broughton (UK) e Getafe (Spagna), con il Main Hub a Tolosa (Francia), in cui avviene l'assemblaggio del velivolo. La prima parte del trasporto avviene principalmente via mare attraverso appositi traghetti che approdano alla banchina privata di Airbus al porto di Pauillac; da lì il carico viene spostato su chiatte che percorrono il fiume Garonna per 110 km: la percorrenza è molto lenta, con finestre di tempo definite. A Langon il carico passa ad un trasporto su gomma per una distanza di 240 km fino a Tolosa: quest'ultima tratta dura due giorni ed è compiuta esclusivamente in notturna. [6]

I costi contenuti e la grande versatilità di un dirigibile ibrido permettono di ipotizzare un ruolo concorrenziale in questa catena logistica, soprattutto per quanto concerne la filiera europea.

Il minore impatto ambientale, infine, rende i dirigibili ibridi ancora più competitivi sullo scenario europeo, in ottemperanza a quanto stabilito nel documento FlightPath 2050 della Commissione Europea.[7]



- Range = 1000 [km]
- Velocità = 110 [km/h]
- Payload = 200 [ton]
- Numero Piloti = 2

Figura 2.4: Missione cargo tra Tolosa e Pauillac

Il range ridotto permette di trasportare un payload ad elevato tonnellaggio, e inoltre ci consente di avere un numero di piloti pari a due, guadagnando anche volume per allocare il payload. Da questi calcoli si deduce che su questo segmento di trasporti il nostro dirigibile assicura un risparmio economico e nei tempi di trasporto.

Capitolo 3

Progetto preliminare

Nello sviluppo del design preliminare non è stato possibile seguire l'approccio statistico convenzionale: gli ultimi esemplari di dirigibili hanno terminato la loro vita operativa ormai da un lustro, mentre quelli di concezione moderna si trovano in una fase embrionale, non offrendo una base solida e affidabile.

Si è reso quindi necessario sviluppare uno strumento versatile e integrabile, che restituisse una panoramica di design ampia e completa al variare dei requisiti di missione. Questo è stato possibile facendo riferimento al flusso di design proposto da [4] sviluppando un foglio di calcolo modulare e flessibile.

3.1 Il foglio di calcolo

Lo spreadsheet è impostato su un flusso consequenziale di calcoli dipendenti che, spaziando per le maggiori aree progettuali, portano alla definizione di un parametro di convergenza su cui regolare tutte le grandezze ottimizzando un parametro libero.

Quest'ultimo in particolare è rappresentato dal **volume** (che per natura e filosofia di progetto è intercorrelato con tutti gli aspetti progettuali del dirigibile), al variare del quale viene mandata a convergenza la differenza di due pesi lordi: il primo stimato da una visione complessiva delle masse e il secondo proveniente da una stima più di dettaglio di sistemi e componentistica.

Il sistema, una volta impostato, è stato validato attraverso un riscontro con il velivolo proposto dal riferimento sopracitato. E' seguita così una prima valutazione delle configurazioni utili alle missioni individuate, di cui si riportano i principali risultati¹²³ in tabella (3.1). Si rimanda all'Appendice A per le considerazioni di dettaglio.

¹MTOW: maximum take-off weight

²OEW: operative empty weight

³WF: weight of fuel

		UMANITARIA (M.R.)	UMANITARIA (C.R.)	CARGO
Payload	[tons]	70	120	200
Range	[km]	3500	2600	1000
V in crociera	[km/h]	100	110	130
Volume	[m ²]	97348	154431	245442
Lunghezza	[m]	119	138	162
Larghezza	[m]	53	62	72
Altezza	[m]	26	31	36
MTOW	[tons]	123	181	262
OEW	[tons]	27	35	47
WF	[tons]	25	25	14
C_{D_0}	[-]	0.0302	0.0293	0.0286
σ Rivestimento	[kg/m ²]	0.129	0.162	0.226

Tabella 3.1: *Principali risultati della prima iterazione del flusso di calcolo.*

3.2 Ottimizzazione del punto di progetto

A seguito dell'implementazione del foglio di calcolo e dopo aver analizzato i risultati dell'algoritmo, si è deciso di operare nell'ottica della riduzione della corsa di decollo. Il caso in esame prevede infatti l'impiego del velivolo in contesti in cui non sono disponibili infrastrutture avanzate; per questo motivo si è deciso di includere la distanza di decollo tra gli indici di performance operativa. I risultati della prima iterazione del flusso di design preliminare per quanto riguarda la *ground distance* sono riportati nella tabella (3.2). Per ulteriori dettagli, si consiglia di consultare l' Appendice A, punti da {45} a {48}. Per le considerazioni appena fatte, i valori della corsa di decollo dei velivoli concepiti per le due missioni umanitarie sono stati considerati eccessivi.

		UMANITARIA (M.R.)	UMANITARIA (C.R.)	CARGO
Ground distance [m]		1400	1400	1000

Tabella 3.2: *Risultati della prima iterazione del processo di design, per quanto riguarda la corsa di decollo.*

Al fine di ridurre questi valori e ottenere delle soluzioni soddisfacenti, è stato implementato un algoritmo in grado di ricercare all'interno dello spazio delle soluzioni una configurazione in grado di soddisfare i requisiti di alto livello e contemporaneamente minimizzare la corsa di decollo. La procedura seguita è brevemente esposta di seguito:

1. Scelta delle **grandezze da liberare**;
2. Definizione di **intervalli** opportuni per le variabili indipendenti;
3. Introduzione di **vincoli** ulteriori (legami tra variabili) per evitare di convergere verso soluzioni non fisiche;
4. Definizione di una funzione di **fitness**;
5. Run di un **algoritmo evolutivo**;
6. **Verifica** dei risultati.

In particolare in riferimento al punto {1} sono state inizialmente scelte come variabili indipendenti:

- V_{cruise} , da cui si assume dipenda proporzionalmente V_{max} ;
- BR (buoyancy ratio) all'atterraggio;
- Vol (volume), da cui dipende la forza di galleggiamento;
- $z_{ceiling}$.

Le variabili sono state limitate in modo da evitare che l'algoritmo tendesse a soluzioni ottime dal punto di vista matematico ma poco significative dal punto di vista ingegneristico. Tali intervalli sono riportati nella tabella (3.3). Si è poi osservato che sia dal punto di vista algebrico che fisico

VARIABILE		VALORE MINIMO	VALORE MASSIMO
Vol	[m ³]	0	200000
BR	[-]	0.5	0.93
$z_{ceiling}$	[m]	2000	3500

Tabella 3.3: Intervalli di variazione dei parametri liberi.

era necessario fornire un ulteriore vincolo che legasse le variabili indipendenti. Tale vincolo, riportato di seguito, è stato individuato all'interno del riferimento [8] e consta in una relazione tra V_{max} , BR , Vol e grandezze aerodinamiche e propulsive.

$$V_{max} = \left[Vol^{1/3} g \left(\frac{1}{BR} - 1 \right) \right]^{1/2} \left[\frac{(2/\pi)^{1/2}}{C_D (R_{prop}/Vol^{1/3})} \right]^{1/3} \quad (3.1)$$

Questo valore di velocità massima è fatto convergere con quello derivato da V_{cruise} e pertanto imposto da requisiti. Questa strategia è stata utilizzata anche nel foglio di calcolo originario, riportato in [4], nell'ambito del peso al decollo W_G ; questo era calcolato per due vie tramite considerazioni sulla performance e da un build-up delle masse. In entrambi i casi, la soluzione si considera arrivata a convergenza se i due valori risultano simili entro una certa tolleranza. Guardando all'equazione (3.1), è necessaria una premessa. Il valore V_{max} ricavato, che non tiene conto dell'aspetto strutturale, risulta variabile nel corso della missione. Il BR infatti non è costante, ma aumenta mano a mano che il combustibile è consumato. Per superare la difficoltà di considerare BR variabile è stata ipotizzata la condizione di circa metà missione (serbatoi semivuoti) come rappresentativa. Si tratta di un'approssimazione ritenuta accettabile nel caso in analisi, data anche la scarsa variazione percentuale del peso (nell'ordine del 20%) ottenuta dalla prima iterazione dei calcoli.

A questo punto viene definita una funzione di fitness come:

$$\text{Fitness} = \left| (W_G)_{perf} - (W_G)_{buildup} \right| + \left| (V_{max})_{perf} - (V_{max})_{req} \right| + \left| L_{gr} - L_{gr}^* \right| \quad (3.2)$$

Il termine L_{gr}^* in (3.2) indica un valore target di corsa di decollo. Indicando all'algoritmo evolutivo di minimizzare la funzione di *fitness*, questo ricercherà una soluzione che soddisfi ambedue le convergenze e che abbia un valore di L_{gr} il più vicino possibile a quello di target. Qualora fosse necessario, è possibile normalizzare i termini di (3.2) per avere lo stesso "peso" associato ai tre contributi. I risultati di questo lavoro sono riportati nelle tabelle (3.4) e 3.5.

Per quanto riguarda la missione **cargo** i valori ottenuti alla prima iterazione sono stati ritenuti **accettabili**, dato anche il quadro operativo decisamente più favorevole.

		VALORE INIZIALE	VALORE REVISIONATO	VARIAZIONE PERCENTUALE
Vol	[m ³]	97300	112400	+16%
$BR @ landing$	[-]	0.8	0.9	+12.5%
V_{cruise}	[km/h]	100	140	+40%
$z_{ceiling}$	[m]	2500	2200	-12%
Ground Distance	[m]	1400	600	-57%

Tabella 3.4: *Revisione dei parametri di progetto missione umanitaria medio raggio - riduzione corsa di decollo.*

		VALORE INIZIALE	VALORE REVISIONATO	VARIAZIONE PERCENTUALE
Vol	[m ³]	154400	183600	+19%
$BR @ landing$	[-]	0.8	0.93	+16%
V_{cruise}	[km/h]	110	125	+14%
$z_{ceiling}$	[m]	2500	2600	+4%
Ground Distance	[m]	1400	450	-68%

Tabella 3.5: *Revisione dei parametri di progetto missione umanitaria corto raggio - riduzione corsa di decollo.*

Capitolo 4

Aerodinamica

4.1 Introduzione ed obiettivi

La peculiarità del dirigibile ibrido è rappresentata dalla capacità di generare portanza aerodinamica oltre a quella aerostatica propria dei dirigibili tradizionali.

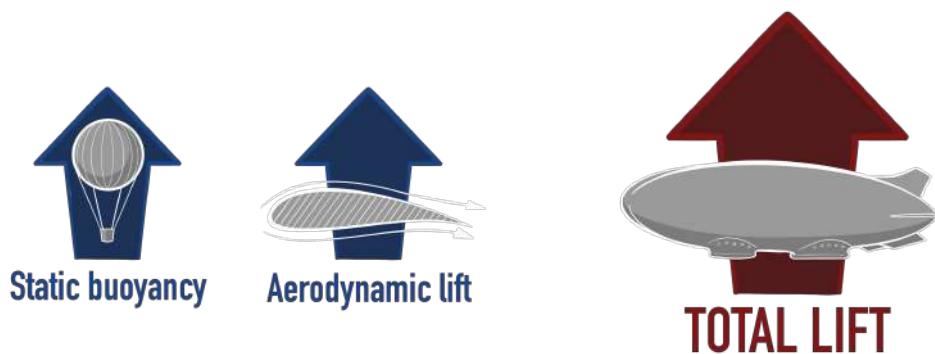


Figura 4.1: Ripartizione della portanza per un dirigibile ibrido

Questa caratteristica porta a forme diverse da quelle convenzionali: si passa da corpi ellissoidali a strutture a più lobi che permettono di ottenere una distribuzione di pressione più favorevole alla generazione di portanza. Questo si ottiene utilizzando una legge di variazione delle sezioni in direzione longitudinale molto complessa. In questa analisi, come ipotesi semplificativa in accordo con [4, pp. 61-62], si è optato per la scelta di un profilo NACA simmetrico fatto ruotare intorno alla sua corda per ottenere i lobi. Per scegliere il profilo si è rispettato il requisito di volume ricavato nel passo precedente nel foglio di calcolo. L'obiettivo dello studio è verificare la fattibilità della geometria utilizzata ricavando tramite analisi CFD le forze aerodinamiche e confrontandole con quelle desiderate.

4.2 Profilo scelto

Il primo requisito da rispettare per la scelta del profilo è che esso sia simmetrico per poterne ricavare un solido di rivoluzione; il secondo requisito è dettato dalla necessità di ottenere con i tre lobi il volume ottenuto nel foglio di calcolo.

La prima categoria di profili analizzata è stata la serie NACA 66 [4, pp. 61-62] che, però, è risultata inadatta a rispettare il requisito di volume. Si è quindi passati ad analizzare un profilo

NACA 0022 e un profilo NACA 0024 che non hanno permesso, rispettivamente, di soddisfare il requisito di volume e di avere lo spazio necessario per l'alloggiamento della gondola. Infine la scelta del profilo è ricaduta sul NACA 0023 che ha permesso il soddisfacimento di tutte le richieste. Non disponendo delle caratteristiche aerodinamiche di tale profilo, si sono ricavate quest'ultime tramite il software *XFOIL* imponendo il numero di Reynolds calcolato nello spreadsheet. Di seguito si riporta la curva $C_L - \alpha$ del profilo:

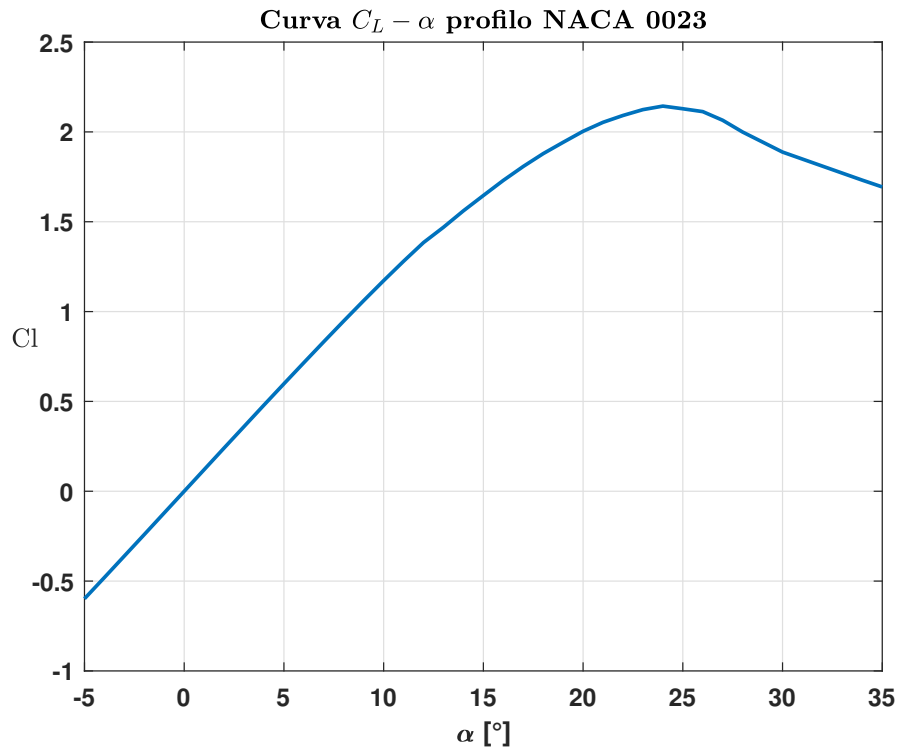


Figura 4.2: *Curva $C_L - \alpha$*

4.3 Primo modello CAD

Il passo successivo è la creazione di un modello CAD tramite il software *SolidWorks* di Dassault Systèmes. Dopo aver ottenuto i lobi, le intersezioni tra di essi vengono ricavate per rispettare la larghezza del dirigibile precedentemente calcolata.

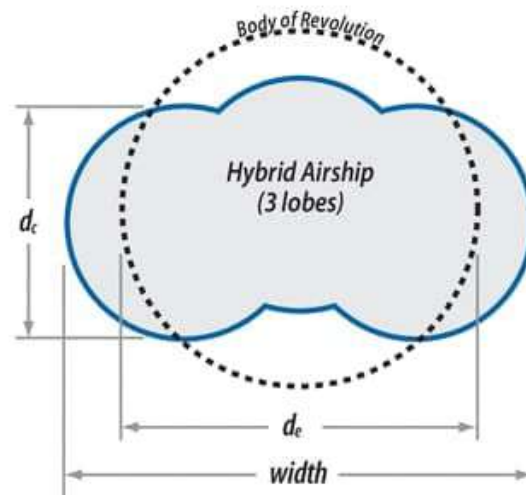


Figura 4.3: *Intersezione tra i lobi*

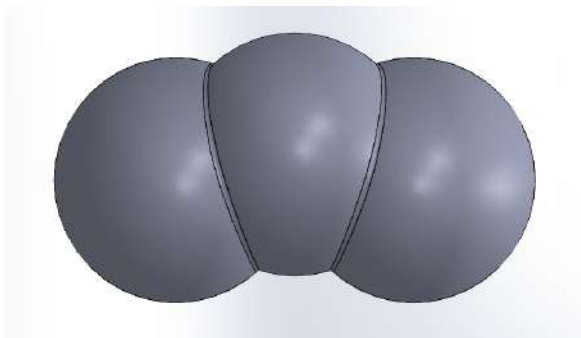
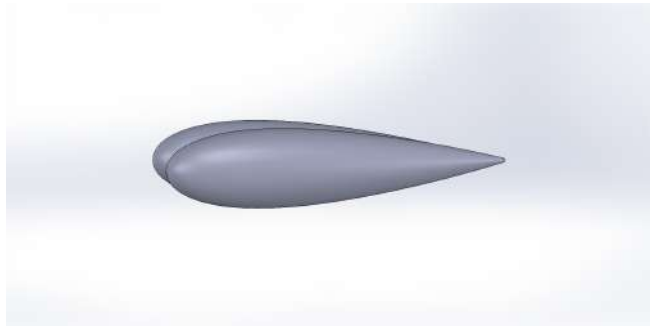
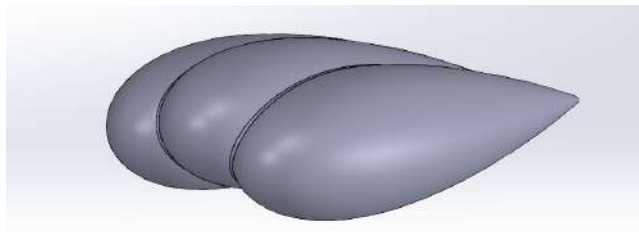
Considerando lobi di raggio uguale, si applica la seguente formula che mette in relazione il diametro dei lobi e la larghezza complessiva:

$$width = (1 + \#lobi) \frac{d_c}{2} \quad (4.1)$$

In aggiunta alle intersezioni radiali tra i lobi si impone, come mostrato nella figura precedente, un offset verticale al lobo centrale.

Sempre al lobo centrale viene applicato un secondo offset in avanti ai fini del raggiungimento del requisito di volume.

Infine viene imposta un'incidenza di 2° al lobo centrale in modo che, nonostante l'offset verticale, il suo piano di coda si ritrovi sullo stesso piano dei lobi laterali con la finalità di raccordare l'intero bordo di fuga e rispettare la condizione di Kutta.

Figura 4.4: *Vista frontale*Figura 4.5: *Vista laterale*Figura 4.6: *Vista in 3D*

4.3.1 Analisi CFD

Si effettua un'analisi CFD, in condizioni di crociera, del modello CAD precedentemente definito allo scopo di correggere la curva $C_L-\alpha$ del profilo bidimensionale adattandola alla geometria in esame. Si riportano nelle figure seguenti i risultati dell'analisi CFD svolta, rimandando per i dettagli sulla costruzione della *Mesh* all'Appendice B.

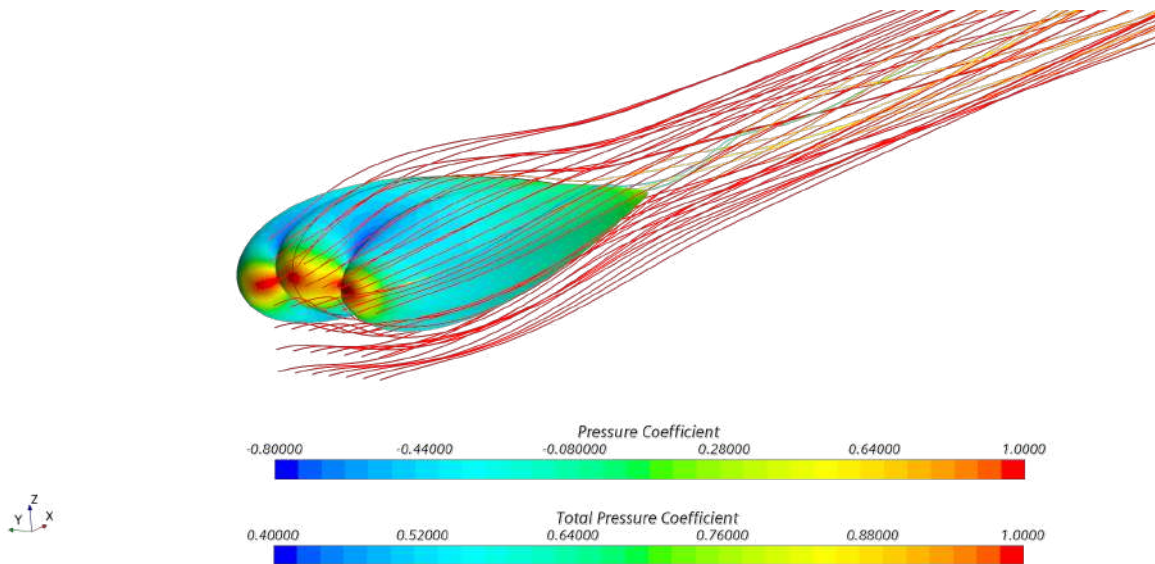


Figura 4.7: *Vista isometrica.*

Simcenter STAR-CCM+

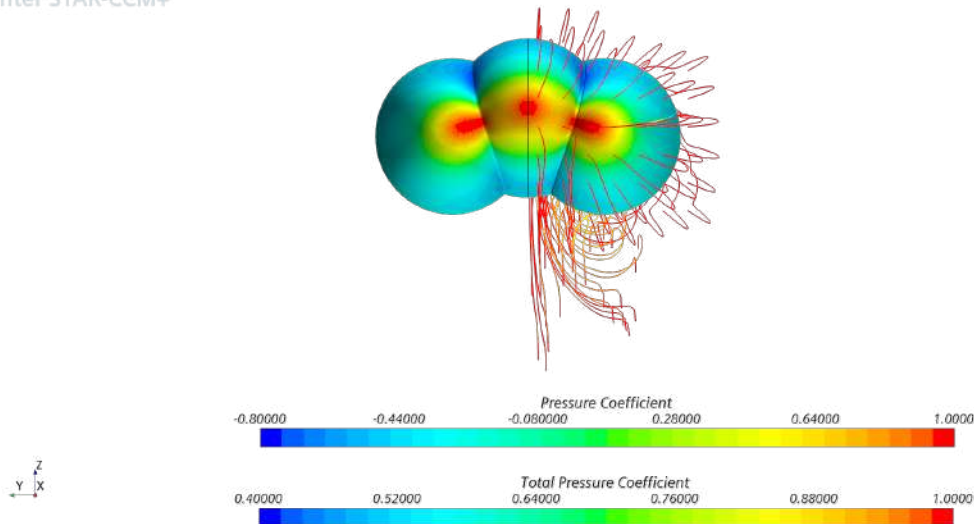


Figura 4.8: *Vista frontale.*

Si ricavano quindi i valori di Portanza e Resistenza ottenuti e la posizione del centro di pressione:

$$\begin{cases} L_{CFD} = 142280 [N] \\ D_{CFD} = 41890 [N] \end{cases} \quad \begin{cases} x_{cop} = 39.2 [m] \\ y_{cop} = 0 [m] \\ z_{cop} = 0.91 [m] \end{cases} \quad (4.2)$$

Inoltre, tramite ulteriori analisi, è possibile validare definitivamente la geometria trilobata scelta confrontandone l'efficienza con quella del singolo lobo e del dirigibile bilobato. I risultati confermano che la configurazione a 3 lobi risulta essere la migliore, come si evince dalla Tabella 4.1:

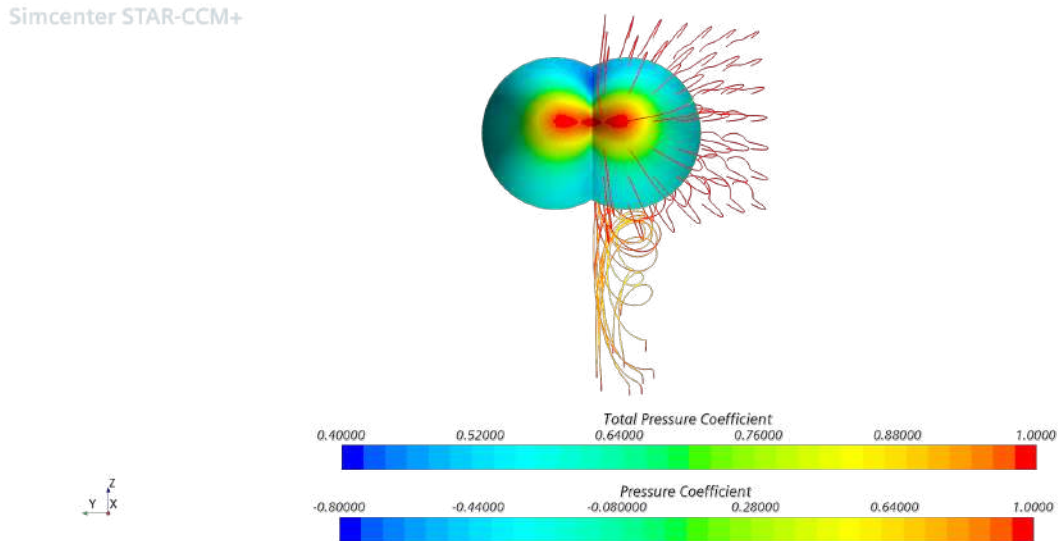


Figura 4.9: Vista frontale del dirigibile a 1 lobo.

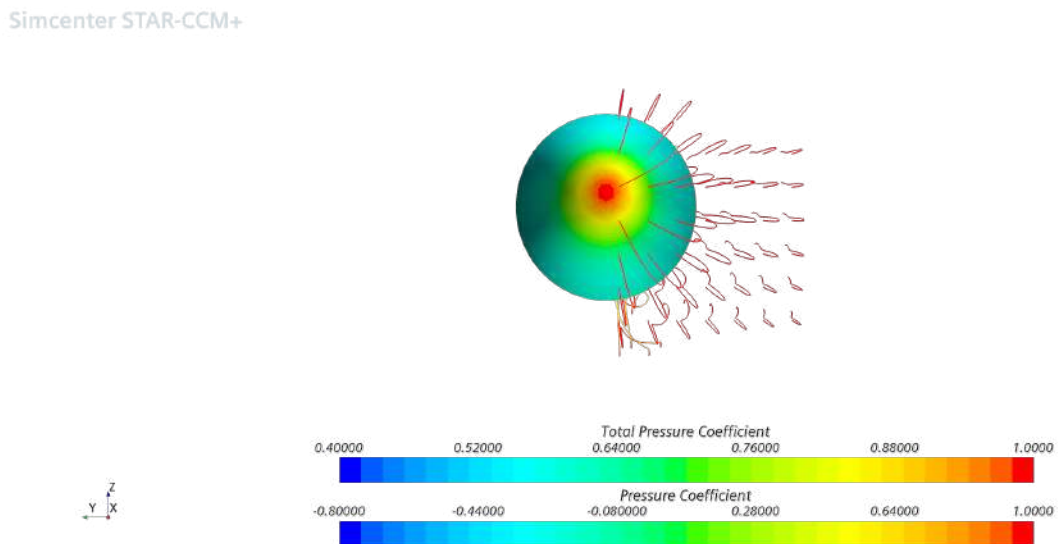


Figura 4.10: Vista frontale del dirigibile a 2 lobi.

NUMERO LOBI	EFFICIENZA
1	0.86
2	2.70
3	3.40

Tabella 4.1: Confronto efficienza per diverso numero di lobi.

Confrontando i valori ricavati per le forze aerodinamiche con quelli teorici è possibile ricavare il **coefficiente correttivo** K_L da applicare alla curva $C_L-\alpha$:

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

dove, per poterlo stimare tramite il modello CAD, è stato posto:

$$C_{L_{TEO}} = \frac{2C_{L_{LAT}}S_{LAT} + C_{L_{CEN}}S_{CEN}}{Vol^{2/3}}$$

Analogamente si ricava il **coefficiente correttivo per la resistenza K_D** :

$$K_D = \frac{D_{TEO}}{D_{CFD}} = \frac{\frac{1}{2}\rho C_{D_{TEO}}V_{cruise}^2 Vol^{2/3}}{D_{CFD}}$$

I coefficienti K_L e K_D , insieme alle coordinate del centro di pressione, vengono poi forniti al gruppo di *Meccanica del volo* per dimensionare le superfici di coda.

4.4 Modello CAD aggiornato e analisi CFD

Allo scopo di migliorare le caratteristiche aerodinamiche della configurazione trilobata scelta si decide di aggiungere un raccordo del bordo di fuga con la funzione di rompere i vortici che caratterizzano la coda del velivolo.

4.4.1 Scelta del raccordo

Tra le diverse configurazioni possibili si decide per semplicità di raccordare il bordo di fuga tramite un piano intersecante i 3 lobi. In particolare si analizzano 2 diversi casi:

1. Raccordo che termina all'estremità del lobo centrale;
2. Raccordo che termina all'estremità dei lobi laterali;

Di seguito si riportano immagini e risultati riferiti alle 2 configurazioni:

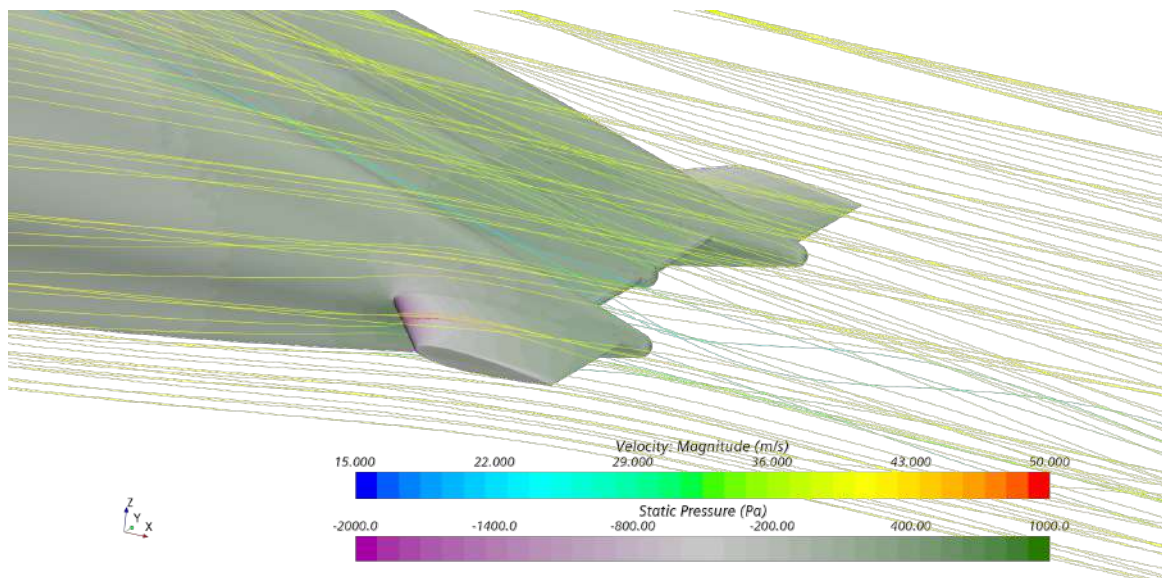


Figura 4.11: *Prima configurazione.*

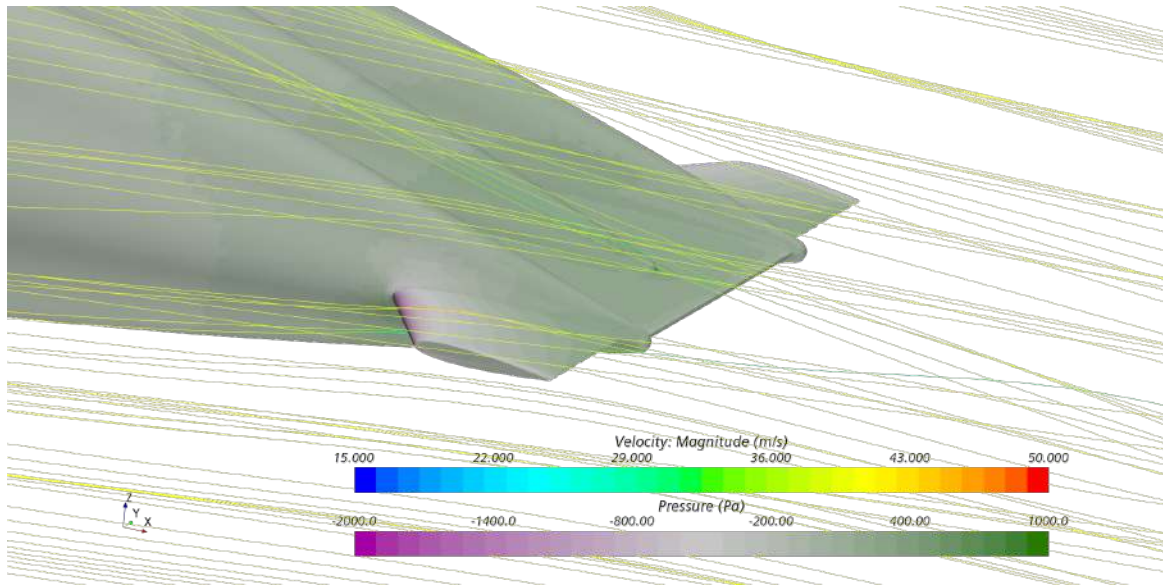


Figura 4.12: *Seconda configurazione.*

	PORTANZA [N]	RESISTENZA [N]
Configurazione 1	202914	34500
Configurazione 2	193376	33749

Tabella 4.2: *Risultati CFD dirigibile per le 2 diverse configurazioni.*

Dal confronto si osserva che la configurazione 2 è caratterizzata da una minore portanza e una minore resistenza rispetto alla configurazione 1. Si sceglie la configurazione 1 poichè il guadagno percentuale in termini di portanza è maggiore rispetto all'aumento in percentuale della resistenza.

4.4.2 Rappresentazione tramite CAD

Si completa il modello CAD precedentemente definito (Figura 4.6) tramite l'aggiunta della baia di carico, degli impennaggi e del raccordo del piano di coda:

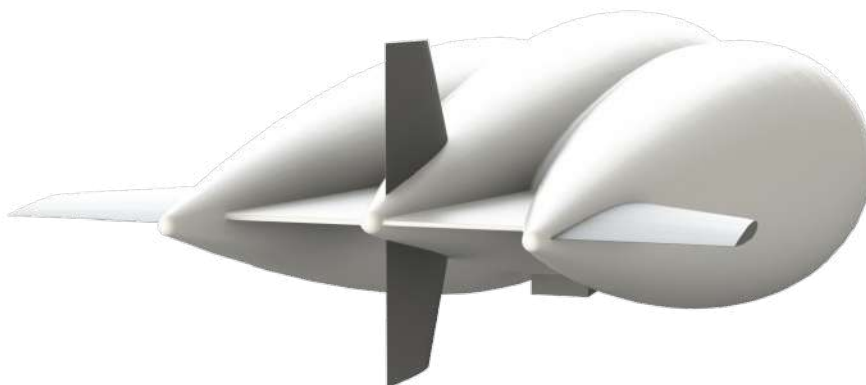


Figura 4.13: *Modello CAD con raccordo del piano di coda, baia di carico e superfici di controllo.*

4.4.3 Analisi CFD

Anche per questo nuovo modello viene effettuata un'analisi CFD in crociera. Si ottengono i seguenti risultati:

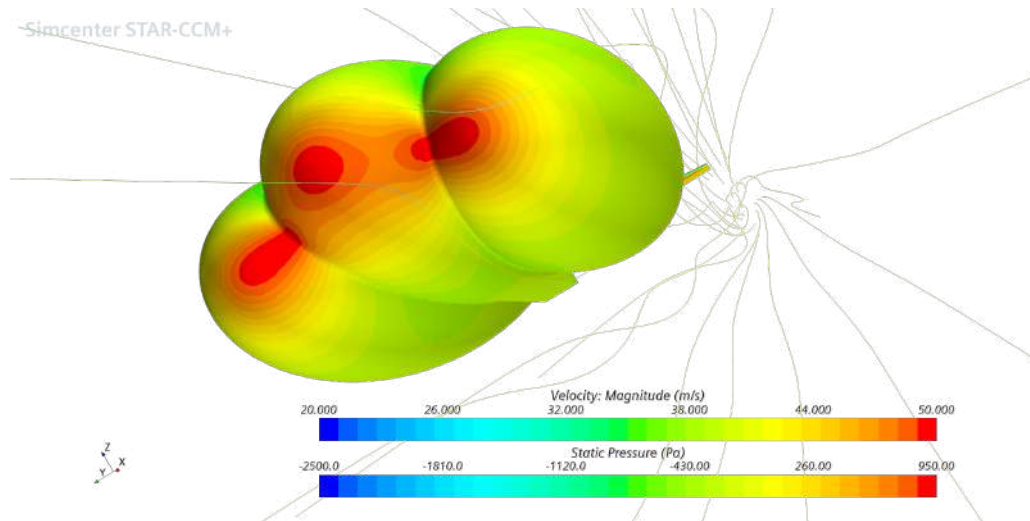


Figura 4.14: *CFD del modello aggiornato.*

$$\begin{cases} L = 202914 \text{ [N]} \\ D = 34500 \text{ [N]} \end{cases} \quad (4.3)$$

L'aumento di portanza rispetto al caso precedente (Equazione 4.2) è causato dall'aggiunta dell'impennaggio orizzontale, mentre la riduzione di resistenza è dovuta all'aggiunta del raccordo del piano di coda, che ha un effetto benefico sui vortici nel bordo di fuga.

4.5 Dimensionamento aerodinamico al decollo

4.5.1 Scrape angle

Secondo quanto esposto in [4, pag.141], i dirigibili ibridi generano la portanza necessaria al decollo ruotando di un angolo il cui limite superiore è rappresentato dal cosiddetto *angolo di seduta* (scrape angle). Dalla fase di design preliminare risulta che il velivolo di studio necessita di un angolo di seduta pari a:

$$\alpha_{scrape} = 12 \text{ [}^\circ\text{]}$$

Allo scopo di raggiungere questo requisito si modifica la precedente configurazione delle superfici di controllo (Figura 4.13), in sinergia con il gruppo di *meccanica del volo*, suddividendo l'impennaggio verticale in due parti, entrambe posizionate sul dorso del dirigibile:



Figura 4.15: *Piano di coda aggiornato.*

4.5.2 Air Cushion Landing System (ACLS)

Si procede infine al dimensionamento del sistema ACLS, un vero e proprio sistema di cuscini su cui il dirigibile decolla e atterra. Si parte da alcune assunzioni:

- forma in pianta circolare (per semplicità);
- suddivisione dell'area tra i pad anteriori e posteriori pari a 20% e 80% del totale;
- pad posteriori dell'ACLS posizionati in prossimità del baricentro allo scopo di favorire la rotazione al decollo.

Facendo riferimento a [4], si calcola l'area totale necessaria tramite la seguente formula:

$$S_{ACLS} = \frac{MTOW(1 - BR)}{Internal\ Pressure} \quad (4.4)$$

Infine i bracci in direzione longitudinale si scelgono in modo da rispettare l'equilibrio al momento rappresentato in figura:

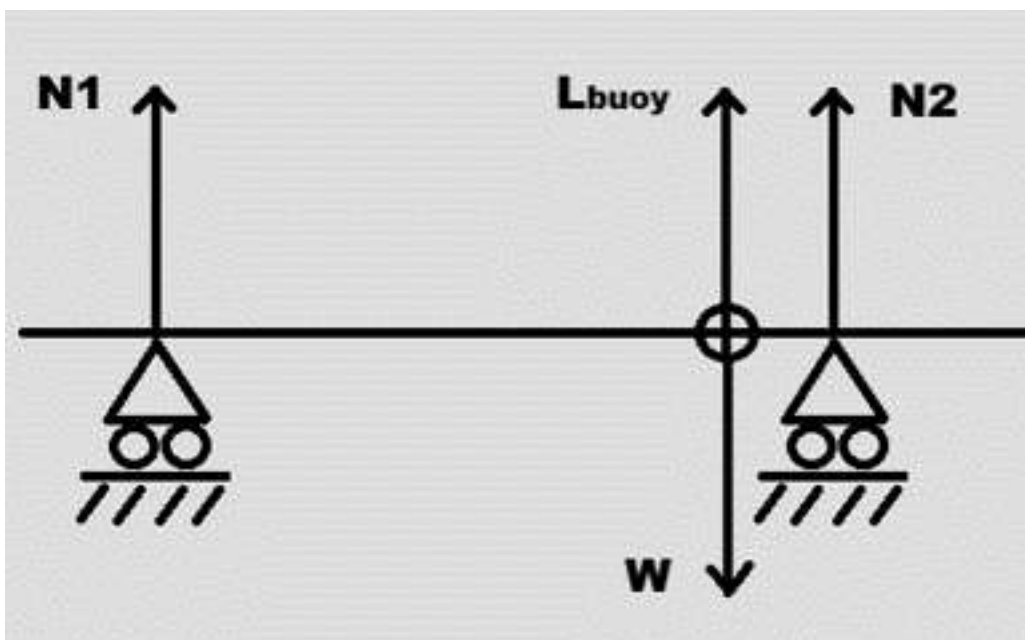


Figura 4.16: *Equilibrio al momento.*

Si arriva così ad una configurazione di primo tentativo costituita da due pad posteriori e da uno anteriore; si effettua allora un'analisi CFD per valutare il risultato:

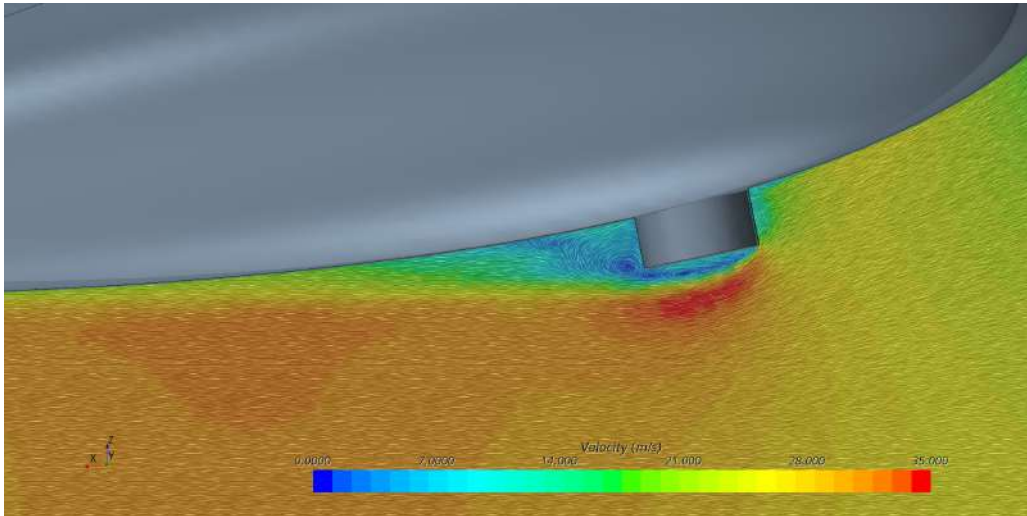


Figura 4.17: *CFD del pad anteriore.*

Dall'analisi svolta si osserva una ampia zona di separazione che causa un degrado delle prestazioni aerodinamiche del velivolo. Per questo si decide di modificare il sistema ACLS adottando una forma in pianta ellittica e suddividendo il pad anteriore in 2 pad laterali. Questi accorgimenti permettono di ridurre la sezione frontale. Anche per questa configurazione viene svolta un'analisi CFD:

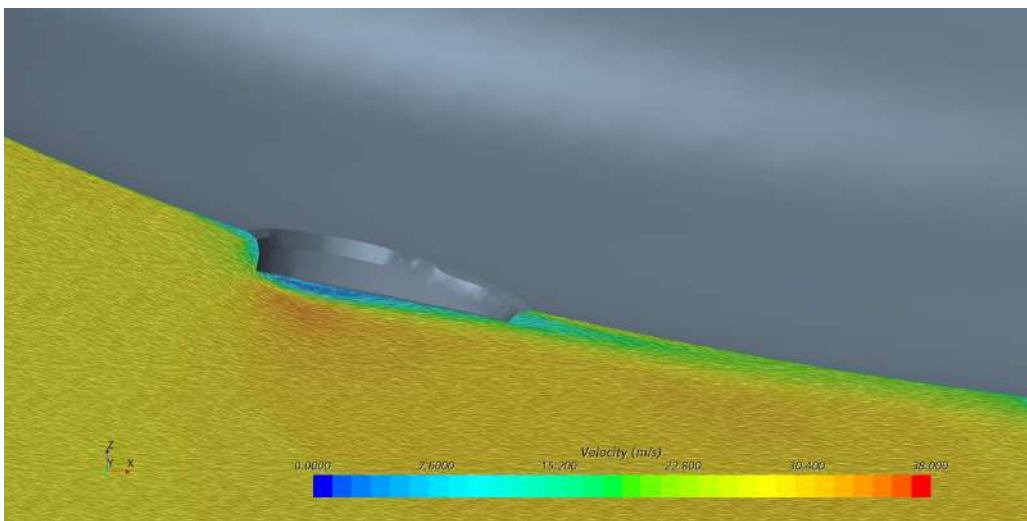


Figura 4.18: *CFD di uno dei pad anteriori nella nuova configurazione.*

Si osserva che la modifica dei pad anteriori ha un effetto benefico in quanto provoca una separazione molto più contenuta. Si mostra quindi la vista in pianta con la nuova configurazione:

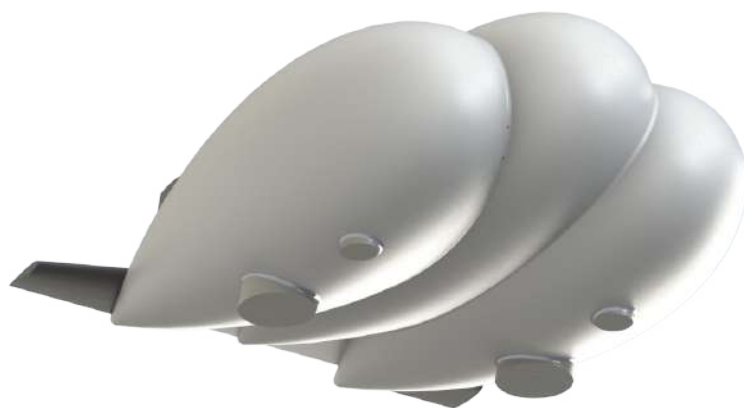


Figura 4.19: *Configurazione finale dell'ACLS.*

Capitolo 5

Stabilità e meccanica del volo

Lo scopo principale di questa sezione è quello di studiare la stabilità statica e la stabilità dinamica del dirigibile, con l'obiettivo di dimensionare il tail, definirne il profilo e valutare una possibile legge di controllo per la stabilità dinamica.

5.1 Stabilità statica

Il primo passo nello studio della stabilità statica del velivolo è quello di considerare l'equazione di equilibrio al momento, ipotizzando la generazione di portanza divisa in tre contributi:

$$W = L_{He} + L_{lobi} + L_{tail} \quad (5.1)$$

- $L_{He} = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_{L_{He}}$: portanza generata dall'elio contenuto nel pallone centrale;
- $L_{lobi} = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_{L_{lobi}}$: portanza generata dai lobi, profili aerodinamici posti a una certa incidenza;
- $L_{tail} = \frac{1}{2}\rho v^2 S_{tail} C_{L_{tail}}$: portanza generata dalle superfici di coda.

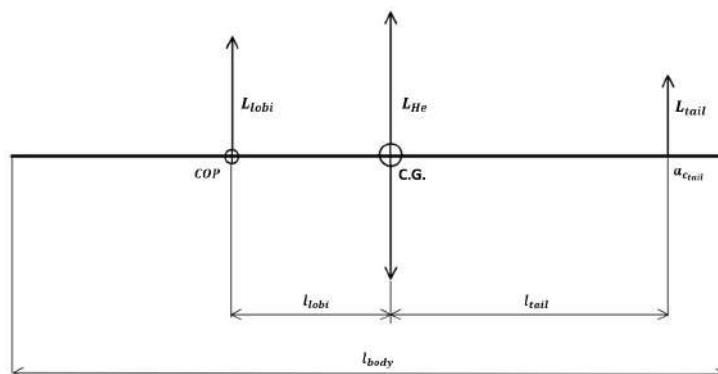


Figura 5.1: *Equilibrio dei momenti*

Una volta definiti i contributi di portanza si procede allo studio dell'equazione di equilibrio al momento del dirigibile attorno al baricentro come mostrato in Figura 5.1. Si considera il contributo di portanza aerostatico come applicato nel baricentro del volume di aria "spostato" dal velivolo e si ipotizza che la distanza tra questo punto e la posizione finale del centro di massa

non sia eccessiva. Il contributo della L_{lobi} è stato fornito dagli studi CFD, così come la posizione del *Centro di Pressione*. Per quanto riguarda il contributo del tail in prima approssimazione si considera applicata nel suo centro aerodinamico, considerando momento di trasporto nullo. In base a queste considerazioni si ricava la seguente equazione di equilibrio al momento:

$$L_{tail}l_{tail} \simeq L_{lobi}l_{lobi} \quad (5.2)$$

da cui si ottiene il corrispondente contributo del tail alla portanza. Successivamente si è impostato un processo iterativo descritto in Appendice C attraverso il quale è stato possibile ricavare i valori ottimali di portanza e braccio rispetto al baricentro in modo da garantire una installazione dell'horizontal tail in coda del dirigibile rispettando le architetture convenzionali. In particolare, per garantire un momento di beccheggio nullo si è dovuto aumentare il valore di portanza L_{lobi} e contemporaneamente diminuire la portanza dell'impennaggio orizzontale. Questi valori sono poi necessari da rivalutare tramite un loop iterativo con ulteriori analisi CFD nella fase successiva di *Preliminary Design*. I risultati ottenuti sono i seguenti:

Valori ottenuti		
L_{lobi}	217000	N
L_{tail}	48000	N
l_{tail}	61.7	m

Tabella 5.1: Valori stabilità statica longitudinale

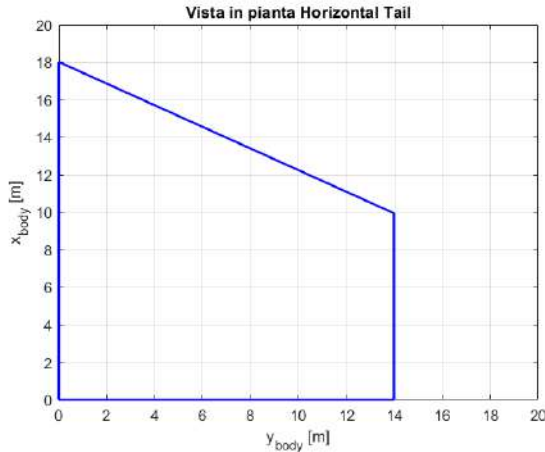
5.2 Dimensionamento Horizontal Tail

Nota dagli studi preliminari la superficie del tail $S_{tail} = 391.03 [m^2]$ è possibile ricavare immediatamente il corrispondente valore del $C_{L_{tail}}$:

$$C_{L_{tail}} = \frac{L_{tail}}{\frac{1}{2}\rho v^2 S_{tail}} = 0.15 \quad (5.3)$$

conoscendo questo parametro si è quindi scelto il profilo aerodinamico ottimale e un rispettivo angolo di calettamento. In particolare si è deciso di implementare un *profilo NACA 0012* il quale, grazie alla sua simmetria, permette un comportamento simile per angoli di incidenza positivi e negativi. Il valore del $C_{L_{tail}}$ è soddisfatto per un $\alpha_{tail} = 1.5^\circ$. Per maggiori dettagli sul profilo e il suo calettamento si rimanda all'Appendice C.

Per determinare invece la geometria dell'impennaggio orizzontale si è optato per una forma trapezoidale classica posta sui due lobi laterali utilizzando i principali parametri presenti in letteratura [4, p. 289]. Si sono quindi ricavati i seguenti valori dell'horizontal tail: corda di radice c_{root} , corda di estremità c_{tip} , apertura alare b , Sweep Angle Λ , Aspect Ratio AR e Taper Ratio TR .

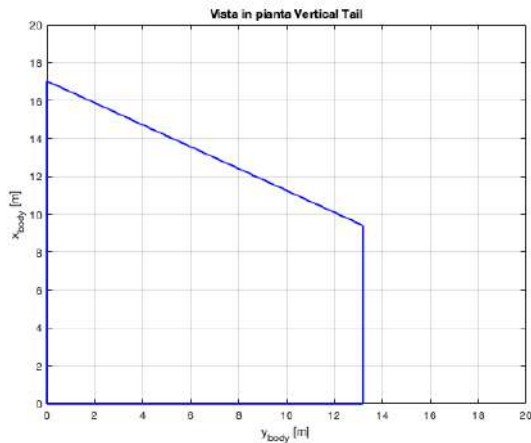


S_{tail}	391	m^2
b	28	m
c_{root}	18	m
c_{tip}	9.95	m
Λ	30	$^\circ$
AR	2	-
TR	0.55	-

 Figura 5.2: *Vista in pianta Horizontal Tail*

5.3 Dimensionamento Vertical Tail

Per quanto riguarda il Vertical Tail, una volta che una prima stima della superficie $S_{V_{tail}} = 349 [m^2]$ era già stata ottenuta durante la fase iniziale di avamprogetto, è stato possibile eseguire un primo dimensionamento analogo a quello dell'impennaggio orizzontale. Quindi, si sono ottenuti i seguenti risultati:



$S_{V_{tail}}$	349	m^2
b_V	26.42	m
$c_{V_{root}}$	17.03	m
$c_{V_{tip}}$	9.4	m
Λ_V	30	$^\circ$
AR	2	-
TR	0.552	-

 Figura 5.3: *Vista in pianta Vertical Tail*

In analogia con l'Horizontal Tail si è deciso di adottare lo stesso profilo alare – NACA 0012 – per le motivazioni già descritte in precedenza. Per un maggiore approfondimento sulle equazioni e il processo di dimensionamento del piano di coda orizzontale si rimanda all'Appendice C.

5.4 Stabilità dinamica

La stabilità dinamica del dirigibile verrà studiata attraverso modelli semplificativi di rollio, beccheggio e imbardata, utilizzando un modello stato spazio.

La scrittura tipica del modello stato spazio è la seguente

$$\begin{cases} \dot{x} = A \cdot x + B \cdot u \\ y = C \cdot x + D \cdot u \end{cases} \quad (5.4)$$

Dove u è il vettore dei comandi di input, y è il vettore degli output, mentre le matrici A e B sono determinate risolvendo l'equilibrio alla traslazione e alla rotazione utilizzando le equazioni del moto.

I modi del sistema dinamico lineare sono ricavati attraverso gli autovalori della matrice A , in particolare sono definiti come i valori di λ che annullano il determinante di $|A - \lambda I|$.

Gli autovalori che hanno la parte reale con un valore positivo sono associati a modi instabili, mentre quelli con parte reale negativa a modi stabili.

Per lo studio della stabilità dinamica, noti gli autovalori, verranno calcolati i seguenti parametri:

- $\omega_n = \sqrt{\eta^2 + \zeta^2}$ **Pulsazione Naturale**
- $\zeta = -\frac{\eta}{\omega_n}$ **Smorzamento**
- $T_2 = \frac{\ln 2}{\eta}$ **Tempo di Raddoppio**

Per lo studio in questione, non avendo note le derivate aerodinamiche derivanti da studi sperimentali, ci si è basati, in prima approssimazione, su valori statistici.

Nel corso dei cicli iterativi del progetto, il metodo qui formulato potrà continuare ad essere utilizzato per la stima del comportamento dinamico del velivolo non appena noti valori più attendibili di derivate aerodinamiche.

5.4.1 Dinamica latero direzionale

Lo studio della dinamica latero-direzionale permette di valutare la risposta del velivolo su tale piano riferito ad un input di escursione dell'angolo del timone $\Delta\delta_r$.

Si rappresentano ora le matrici per il metodo stato spazio della dinamica latero direzionale

$$A = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} C_{Y_\beta} \cdot \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}}}{V_\infty} & C_{Y_{\hat{r}}} \cdot \frac{q \cdot Vol}{V_\infty} - m \cdot V_\infty \\ C_{n_\beta} \cdot \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b}{V_\infty} & C_{n_{\hat{r}}} \cdot \frac{q \cdot Vol \cdot l_b}{V_\infty} \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

$$B = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} C_{Y_{\delta_r}} \cdot q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \\ C_{n_{\delta_r}} \cdot q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

Si procede alla definizione della matrice delle masse

$$(\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} = \begin{bmatrix} m + C_{Y_{\hat{v}}} \cdot \rho \cdot Vol & C_{Y_{\hat{r}}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} \\ C_{n_{\hat{v}}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} & I_{zz} + C_{n_{\hat{r}}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{5}{3}} \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

5.4.2 Dinamica di rollio

La dinamica di rollio valuta la risposta del sistema in termine di rateo di velocità angolare p di rollio e angolo di bank Φ .

Si rappresenta la matrice di stato

$$A = \begin{bmatrix} (I_{xx} + C_{l_{\hat{p}}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{5}{3}})^{-1} & [C_{l_{\hat{p}}} \frac{q \cdot Vol \cdot l_b}{V_\infty} - \rho \cdot g \cdot Vol \cdot \Delta z_{cg}] \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

5.4.3 Dinamica longitudinale

La dinamica longitudinale valuta la risposta del velivolo ad un comando di equilibratore δ_e . Il vettore è composto dalla velocità verticale w , dal rateo di beccheggio q e dall'angolo di assetto θ .

Si rappresentano le matrici della dinamica longitudinale

$$A = \left[(\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} -C_{L_\alpha} \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}}}{V_\infty} & -C_{L_{\dot{q}}} \frac{q \cdot Vol}{V_\infty} + m \cdot V_\infty & 0 \\ C_{m_\alpha} \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b}{V_\infty} & C_{m_{\dot{q}}} \frac{q \cdot Vol \cdot l_b}{V_\infty} & -\rho \cdot g \cdot \Delta z_{cg} \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right] \quad (5.9)$$

Si scrive la matrice dei comandi B

$$B = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} -C_{L_{\delta_e}} q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \\ C_{m_{\delta_e}} q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

Infine si scrive la matrice delle masse per la dinamica longitudinale

$$\bar{M} + \bar{M}_a = \begin{bmatrix} m + C_{L_{\dot{w}}} \rho \cdot Vol & C_{L_{\dot{q}}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} \\ C_{m_{\dot{w}}} \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} & I_{yy} + C_{m_{\dot{q}}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{5}{3}} \end{bmatrix} \quad (5.11)$$

5.4.4 Discussione dei risultati

Utilizzando le derivate aerodinamiche ricavate dall'analisi statistica, si è proceduto alla realizzazione dei root loci delle tre dinamiche.

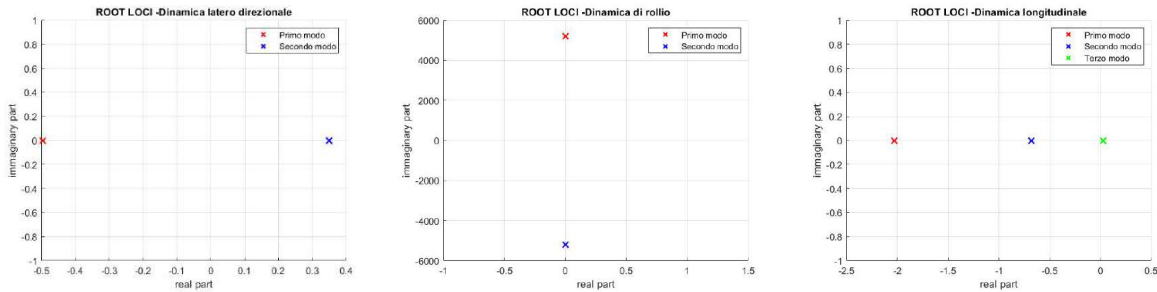


Figura 5.4: Rappresentazione dei diversi root locus

Analizzando i grafici sopra riportati si evince che è presente un'instabilità sia nella dinamica latero direzionale che nella dinamica longitudinale, per cui si procederà alla realizzazione di due controllori, in modo da rendere stabile entrambi i modi.

5.5 Implementazione dei sistemi di controllo

Analizzando i grafici precedenti relativi alla stabilità dinamica del velivolo, si è visto come sia necessario l'implementazione di un controllore per la dinamica longitudinale e uno per la dinamica laterale.

Per la dinamica di rollio si evince che si è in presenza di un modo indifferente, in quanto la sua parte reale è di circa 10^{-8} e di conseguenza si ha un tempo di raddoppio nell'ordine degli 80 giorni, che è molto maggiore della lunghezza della missione stessa, e di conseguenza si è deciso di non adottare un controllore per questo modo.

5.5.1 Controllore dinamica laterale

Si è implementato un controllore di tipo PID in modo da stabilizzare la dinamica latero direzionale.

Basandosi su valori tipici presi da letteratura, si è deciso di assegnare le seguenti specifiche:

- time to peak $t_p < 2$ sec
- Overshoot massimo $M_P < 15\%$

Attraverso lo strumento di Matlab *PID tuner* si è quindi implementato un controllore tale che permettesse di rispettare le sopra citate specifiche.

Si rappresenta ora la risposta del sistema in seguito ad un input a gradino unitario successiva all'implementazione del controllore.

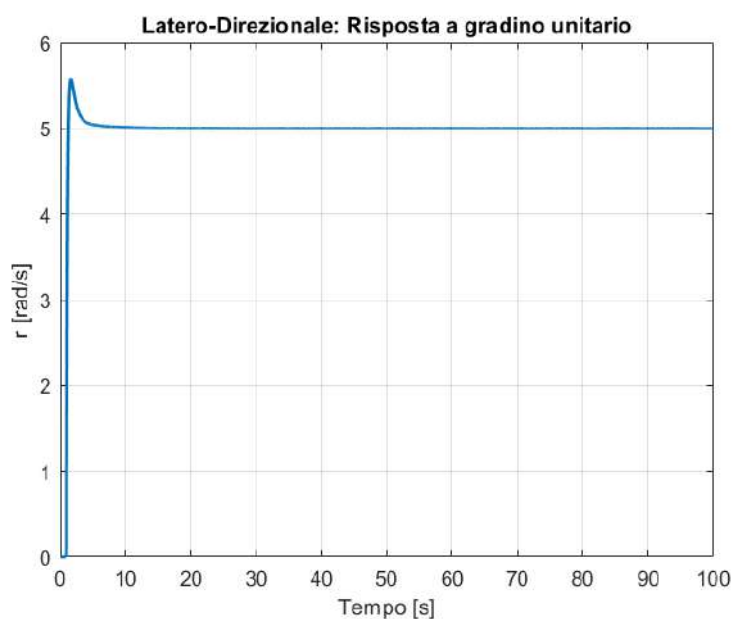


Figura 5.5: Risposta al gradino unitario con l'inserimento del controllore

5.5.2 Controllore dinamica longitudinale

Come per la dinamica latero direzionale, anche per la dinamica longitudinale si è implementato un controllore di tipo PID.

Come nel caso precedente, le specifiche tecniche di risposta al gradino unitario sono state ricavate da letteratura e sono le seguenti:

- time to peak $t_p < 4$ sec
- Overshoot massimo $M_P < 10\%$

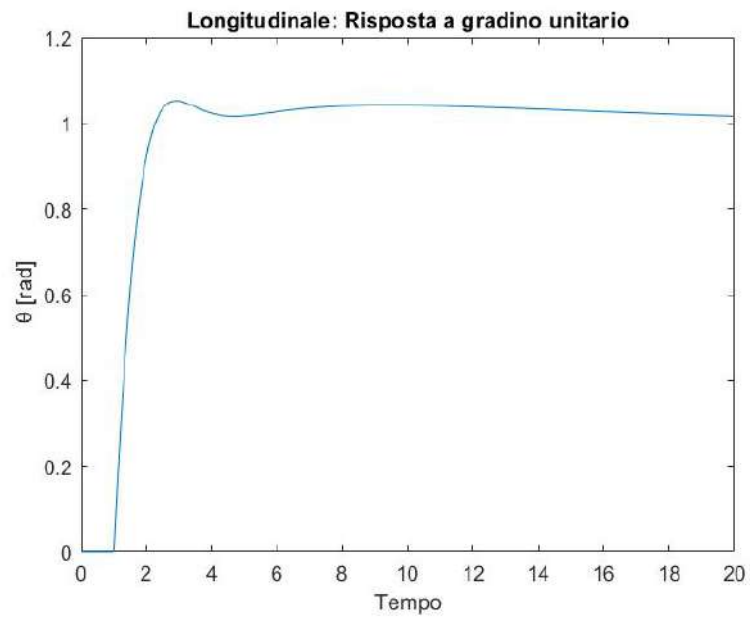


Figura 5.6: Risposta al gradino unitario con l'inserimento del controllore

Capitolo 6

Strutture

Come punto di partenza per l'analisi della struttura si parte dall'assunzione fatta in fase di dimensionamento preliminare di considerare una struttura semi-rigida. Come riportato nell'introduzione, questa configurazione strutturale prevede che la forma del volume esterno del dirigibile (aspetto particolarmente importante nel caso dei dirigibili ibridi) sia mantenuta da un sistema di pressurizzazione del lifting gas, permettendo la realizzazione di strutture di supporto più leggere. Inoltre, ciò permette di sfruttare in modo ottimale il rivestimento facendogli assorbire parte dei carichi.

6.1 Requisiti e aspetti chiave

Prima di partire con il design della struttura, è stato necessario compiere uno studio delle **funzioni** che essa dovrà essere in grado di assolvere. In particolare, a livello di performance:

- La struttura dovrà essere in grado di resistere in sicurezza ai carichi specificati in termini di *limit loads* e *ultimate loads*;
- La struttura dovrà soddisfare dei requisiti di **robustezza** e **rigidezza**;
- I requisiti certificativi indicati nei punti precedenti dovranno essere soddisfatti in tutte le possibili combinazioni di carico.

Si rimanda a [9] per approfondimenti riguardanti la normativa relativa ai dirigibili convenzionali. Come premessa, è utile tenere in considerazione il fatto che, ad oggi, non esistono riferimenti normativi per lo sviluppo di dirigibili ibridi.

Focalizzandosi maggiormente sugli aspetti funzionali, sono emerse alcune necessità legate al contesto operativo e alla configurazione aerodinamica del velivolo. Queste sono:

- La necessità di una cargo bay adeguatamente dimensionata per il trasporto di beni di prima necessità;
- Identificare all'interno della struttura volumi adeguati per l'allocazione di serbatoi e impiantistica di bordo;
- Possibilità di movimentazione della baia di carico.

L'ultimo dei requisiti elencati nasce sia da considerazioni geometriche (legate all'aerodinamica) che operative. Il calettamento del lobo centrale e la sua posizione rialzata, entrambe caratteristiche peculiari dei dirigibili ibridi, porterebbero ad avere una gondola eccessivamente sporgente,

penalizzando l'efficienza complessiva del velivolo. La soluzione individuata per superare questo ostacolo consiste nell'utilizzare un sistema di attuazione con viti a ricircolo di rulli per traslare verticalmente la cargo bay, facilitando notevolmente le operazioni di carico e scarico; nella fase di crociera la struttura sarà retratta e posizionata nell'involuppo del rivestimento, minimizzando la resistenza aerodinamica.

Ad alto livello, la struttura è concepita come un sistema composto da diversi elementi interfaccianti. Questi elementi sono: il **rivestimento**, i **setti** e la struttura delegata all'alloggiamento del carico (**bulk load structure**). Elemento opzionale, da inserire qualora le valutazioni lo ritenessero necessario, può essere una struttura reticolare atta a sorreggere i propulsori e ad assorbire eventuali carichi dati dalle superfici di controllo. Nel contesto di questo elaborato quest'ultimo elemento non è stato comunque trattato. Per ulteriori dettagli relativi ai calcoli descritti nelle singole sezioni si rimanda all'Appendice D.

6.2 Caratteristiche della bulk load structure

La struttura è stata progettata con l'obiettivo di contenere il payload da trasportare, il combustibile e l'avionica, nonché per accogliere la cabina di pilotaggio. Trattandosi di una struttura volante, un requisito fondamentale è la leggerezza: per questo motivo si è deciso di realizzare una struttura in lega leggera (Ergal 7075) sul modello di strutture a guscio rinforzato tipiche delle applicazioni aeronautiche.

La struttura nel suo complesso è costituita di due parti: una struttura esterna ed una interna. Nella prima trovano spazio combustibile, avionica e cabina piloti; la seconda serve ad allocare il payload. Entrambe sono costituite da longheroni e travature verticali a formare delle tipiche strutture a cassone, le cui dimensioni sono riportate nella tabella seguente.

	LONGHERONI LONGITUDINALI	MONTANTI E TRAVI TRASVERSE
Struttura esterna	4	30
Struttura interna	4	10

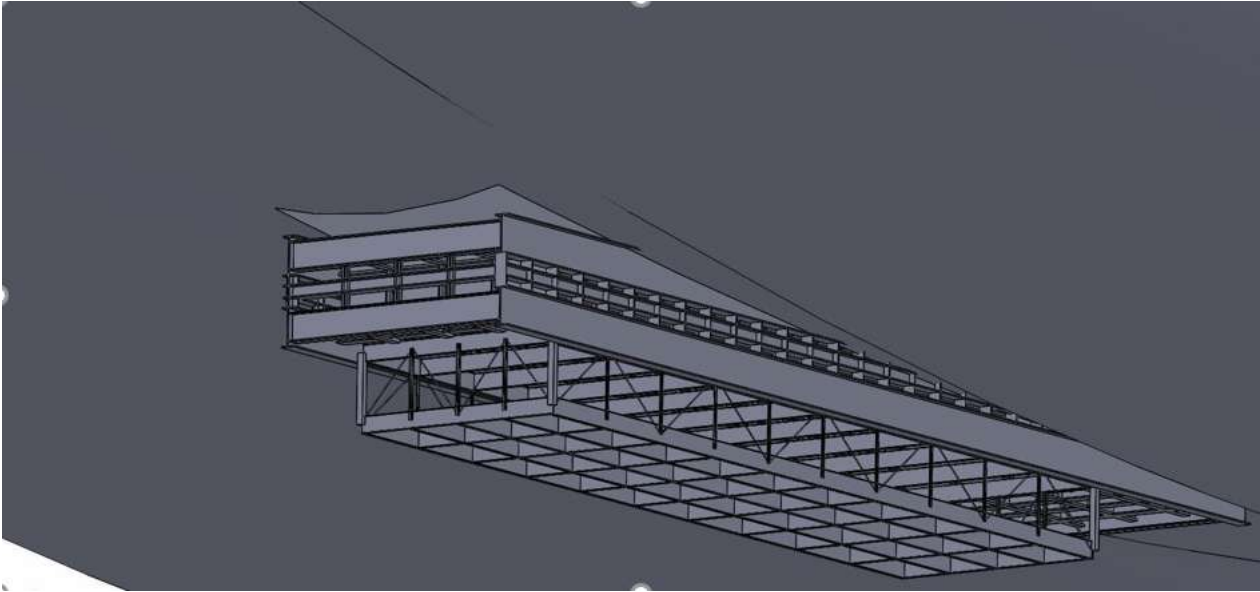
Tabella 6.1: *Numero di componenti della struttura.*

	LUNGHEZZA [M]	LARGHEZZA [M]	ALTEZZA [M]
Struttura esterna	29	6	2.5
Struttura interna	21	5	2

Tabella 6.2: *Dimensioni dei vari componenti.*

La baia di carico contenente il payload è ritratta all'interno della struttura esterna durante il volo, mentre dovrà essere estratta una volta a terra per permettere le operazioni di carico e scarico. Si è inoltre scelto di suddividere il combustibile in due serbatoi separati uno in fronte e l'altro dietro al payload: ciò permette di ridurre la variabilità sulla posizione del baricentro mentre il propellente viene consumato ed inoltre riduce gli effetti di sloshing.

Per permettere la movimentazione della baia di carico si è adottato un sistema di attuazione: una serie di viti a ricircolo di rulli sono connesse tramite riduttori a dei motori elettrici che forniscono la coppia richiesta.

Figura 6.1: *Modello CAD della bulk load structure*

6.3 Rivestimento

Il dimensionamento del rivestimento parte dal carico che esso deve sopportare che è strettamente legato alla pressione interna: tale pressione è pari alla somma della pressione dinamica massima (per evitare deformazioni) e di un contributo legato alle forze aerostatiche. A partire dalla pressione interna si può calcolare l'*hull fabric load*, ovvero il carico per unità di lunghezza agente circonferenzialmente su una sezione del pallone (analogamente a quanto accade in un serbatoio in pressione). Con questo dato, tramite correlazioni statistiche si è potuto scegliere il tessuto (Vectran[®] laminato) e la sua densità superficiale σ_{hf} . I risultati sono riportati nella tabella 6.3; per ulteriori considerazioni si rimanda all'Appendice D.

	SR - 70 TONS	MR - 120 TONS	CARGO - 200 TONS
d_c [m]	32.7	27.7	33
hull fabric load [N/m]	92000	94200	93600
σ_{hf} [kg/m ²]	0.2	0.2	0.2
W_{env} [kg]	6110	4500	6300

Tabella 6.3: *Peso specifico del rivestimento e stima della massa associata al rivestimento esterno.*

6.4 Setti inter-lobali

Un requisito fondamentale del pallone è che mantenga la propria forma in modo da garantire l'aerodinamicità del dirigibile. Essendo la baia di carico attaccata sotto al pallone, in assenza di rinforzi si avrebbe un'ovalizzazione dei lobi: pertanto si rende necessario adottare una configurazione a setti che permettano di distribuire il carico dalla zona inferiore a quella superiore, permettendo inoltre di isolare in compartimenti i lobi per garantire una maggior sicurezza in caso di foratura. Per dimensionare i setti si è utilizzato un metodo analogo al precedente e di seguito si riportano i risultati. Per i dettagli si rimanda all'Appendice D.

	SR - 70 TONS	MR - 120 TONS	CARGO - 200 TONS
S_{sept} [m ²]	2820	2000	2900
septum fabric load [N/m]	138600	141300	140400
σ_{sept} [kg/m ²]	0.27	0.28	0.28
W_{sept} [kg]	1650	1200	1700

Tabella 6.4: *Peso specifico dei setti e stima della loro massa.*

6.5 Bulk load structure: studio analitico

Come accennato in precedenza, si è reso necessario permettere la movimentazione della baia di carico che è pertanto divisa in due strutture: una esterna fissa, giuntata al rivestimento e una interna mobile che può traslare verticalmente tramite un sistema di attuazione elettrico. Gli ingombri delle due strutture sono stati valutati a partire dalle dimensioni dei pallet per il trasporto cargo aeronautico (per la struttura interna) e valutando le dimensioni di cabina, serbatoi e baia dell'avionica (per la struttura esterna) e sono pari a 21 m di lunghezza per 5 di larghezza per due di altezza per la struttura interna e 29x6x2.5 m per la struttura esterna. Si sono poi fatte alcune assunzioni su geometria e carichi agenti sulla struttura interna: si è ipotizzato di usare un profilo a doppio T e che i longheroni lavorassero a flessione, così come le travi trasverse sollecitate dal peso del payload (schematizzato come un carico distribuito) e inoltre che i montanti fossero sollecitati a trazione. Per quanto riguarda la struttura esterna, si è assunto uno schema di carico analogo, con la sola differenza che oltre al payload agisce anche il peso della struttura interna. Nella tabella seguente si riportano i risultati.

	STRUTTURA INTERNA	STRUTTURA ESTERNA
Longherone - W_f [cm ³]	1.42×10^6	5.03×10^4
Trasversa - W_f [cm ³]	741	741
Montante - A [mm ²]	342	433
Massa - [tons]	17	32

Tabella 6.5: *Tabella riepilogativa delle dimensioni ottenute dal dimensionamento analitico.*

6.6 Bulk load structure: studio agli elementi finiti

A partire dai risultati ottenuti dall'analisi preliminare sopra descritta, si è deciso di effettuare uno studio tramite MSC Patran/Nastran per ottenere risultati più accurati (avendo prima trascurato le interazioni tra i vari elementi della struttura, che erano stati ipotizzati sollecitati solamente dai carichi a loro delegati funzionalmente).

6.6.1 Struttura interna

Come primo step, è stato costruito un modello agli elementi finiti che potesse cogliere alcuni degli aspetti trascurati durante il primo dimensionamento analitico della struttura rigida. Il modello, rappresentato in figura D.5 all'interno dell'appendice D, è stato in seguito dotato dell'opportuna caratterizzazione numerica (tipo e proprietà degli elementi, proprietà dei materiali...) e sottoposto a diversi *job cases* atti a verificare la risposta in diverse condizioni di carico, più o meno rappresentative del carico reale. Per tutte le analisi effettuate è stata fatta

l'ipotesi di piccoli spostamenti e materiale elastico lineare: in tutte applicazioni degli elementi finiti è stato utilizzato lo **schema di soluzione 101** (analisi statica lineare). Non sono state condotte analisi in campo non lineare, né analisi modali della struttura. Per una trattazione più estesa dei diversi casi studiati si rimanda per brevità all'appendice D, sezione D.4.1.

Quanto emerge dalla campagna di analisi sulla struttura interna è un comportamento soddisfacente. Vista come una trave incastrata, la struttura presenta una rigidità flessionale e torsionale adeguata. Anche sottoposta ad uno schema di carico giudicato più realistico la struttura reagisce con una rigidità adeguata e mantenendo valori di *stress tensor* inferiori a quelli prescritti. I risultati sono riportati in tabella 6.6 alla fine della sezione.

Dalla tabella, si nota come la struttura goda di una notevole rigidità, requisito richiesto dalla presenza di un sistema di attuazione su guide lineari. Occorrerà, in fasi future, prestare estrema attenzione a come questa rigidità sia legata a concentrazioni eccessive degli sforzi e vada dunque ad influire sull'affaticamento del materiale.

6.6.2 Struttura esterna

Per la struttura esterna si è proceduto in modo analogo a quanto sopra. Anche la filosofia costruttiva utilizzata per questo componente, il cui modello è riportato nella figura D.9, è esattamente la stessa utilizzata e descritta in sezione 6.2, con longeroni sottoposti a flessione e montanti caricati assialmente. La principale differenza costruttiva rispetto alla struttura esterna sta nella rinuncia all'utilizzo di pannellature, che avrebbero comportato un peso elevato pur non garantendo le elevate resistenze a torsione ottenibili con strutture a guscio a sezione chiusa.

Il motivo di ciò sta, purtroppo, nel concetto stesso di questo tipo di struttura. La presenza di un'apertura di dimensioni notevoli, necessaria alla movimentazione della struttura interna, rende di fatto inefficace l'azione corroborante dei pannelli. Questo, a sua volta, comporta una rigidità non ottimale di questa porzione della struttura né a carichi di flessione né di torsione, come si può evincere dal confronto con la struttura interna in tabella 6.6.

	STRUTTURA INTERNA	STRUTTURA ESTERNA
Rigidità flessionale - k_{XZ} [N/m]	6×10^6	5×10^5
Rigidità torsionale - GJ_t [Nm]	1.8×10^8	1.5×10^7

Tabella 6.6: *Rigidità delle strutture schematizzate come travi.*

Il peso della struttura per come è stata concepita è di poco più di 50 tonnellate, ma tale valore potrebbe essere ridotto in seguito a iterazioni progettuali successive.

6.7 Stima dei costi della struttura

Per quanto riguarda la stima del costo della struttura si sono considerati diversi contributi:

- **Costo del rivestimento**

Si è partiti dal valutare la superficie bagnata con la relazione $S \propto [\text{Payload} \times \text{BR}]^{2/3}$. La stima dei costi è poi stata fatta per analogia a quella riportata per un dirigibile con simile configurazione ([11]) da cui si è ricavato un costo per unità di superficie di 290 \$/m². Pertanto il costo del rivestimento per il dirigibile Short Range è di 5.9 milioni di dollari. A questo si aggiunge il costo dei setti per i quali, in assenza di dati, si è supposto un costo

comparabile a quello dell'intero rivestimento date le migliorate proprietà meccaniche del tessuto utilizzato (intuitivamente associate ad un maggior costo) a fronte però di una superficie minore.

- **Costo della struttura della bulk load structure**

Si è ipotizzato che il costo di produzione fosse analogo a quello delle strutture dei velivoli commerciali. A partire dai costi di diversi velivoli si sono ricavati i costi delle loro strutture e si sono correlati i costi al peso. Da qui interpolando i dati e utilizzando il peso della nostra struttura si è trovato un costo per la struttura rigida di circa 26,5 milioni di dollari.

- **Costo della manodopera**

La stima dei costi di assemblaggio è stata fatta sulla base dei costi di assemblaggio di un aeromobile riportati in letteratura. Si sono presi gli stipendi per operai specializzati e supervisori e si sono duplicati i valori trovati in modo da tenere conto di tasse e assicurazioni che il produttore deve coprire. Si è poi ipotizzato di avere un supervisore ogni cinque operai e stimando i tempi di costruzione del dirigibile si è trovato un costo di 12.5 milioni di dollari. Si è poi effettuato una valutazione sulla riduzione dei costi legati alla curva di apprendimento, ricavando un costo di montaggio per l'ottava unità di 9 milioni di dollari.

- **Costo del sistema di attuazione**

Per il costo del sistema di attuazione si è supposto che esso fosse composto da motori elettrici, riduttori meccanici, attuatori a ricircolo di rulli e batterie. Si sono trovati dati solamente per quanto riguarda la parte elettrica e considerando un tempo di attuazione nell'ordine del centinaio di secondi si è trovato che la potenza richiesta al motore era nell'ordine della decina di kW.

Appurata la richiesta in termini di potenza, è stata condotta una ricerca di dati utilizzando dati di prodotti per utilizzo industriale, gli unici di cui fosse possibile raccogliere dati con facilità. Con questa base di prodotti per applicazioni non-aerospace, il costo stimato per questo sottosistema è risultato decisamente basso e tale da non minarne la fattibilità economica.

Occorre però fare una debita considerazione: i prodotti utilizzati come base per la stima dei costi del sistema di attuazione non prevedevano certificazioni secondo le rigide normative aeronautiche, e non erano quindi giudicati *airworthy*. Lo sviluppo di un sistema di questo tipo utilizzando componentistica certificata e progettato con i criteri di sicurezza adeguati potrebbe innalzare vertiginosamente i costi: a tal proposito, tuttavia, non siamo stati in grado di dare previsioni.

Capitolo 7

Propulsione

7.1 Motore

Al termine dell'analisi e del dimensionamento dei parametri fondamentali dei velivoli, si è giunti alla definizione delle potenze richieste per ciascuna delle tre missioni considerate. La configurazione scelta per i tre velivoli contempla la presenza di 6 motopropulsori, ciascuno con un BSFC di 0.48, caratterizzati dai seguenti parametri (individuati nella condizione di stress maggiore):

	Max. Power/eng. [kW]	Peso tot. [kg]
UMANITARIA (M.R.)	957.26	2617.05
UMANITARIA (M.R.)	1323.98	3387.46
CARGO	1397.00	4880.78

Per soddisfare questi requisiti in termini di potenza necessaria, sono state analizzate diverse configurazioni e tipologie di motori, in particolare le 3 più rilevanti sono:

- **Motore alternativo**
- **Turboalbero**
- **Motore elettrico**

Motore alternativo

Rappresentano la categoria di motori maggiormente utilizzata nella storia per la propulsione di dirigibili.

Un motore a pistoni aeronautico non si discosta in termini di funzionamento da quello automobilistico, sfruttando comunque un ciclo Otto a quattro tempi, ma mantiene sostanziali differenze per quanto riguarda le performance richieste: particolare attenzione viene data al rapporto potenza/peso e all'affidabilità, in modo da limitare al più possibile le conseguenze nel caso di un malfunzionamento ad alta quota. Di seguito si riporta la relazione statistica fra potenza e peso:

$$W_{eng} = 2.78 \times P_{eng}^{0.7956}$$

I motori a pistoni di più moderna costruzione non si distinguono per le potenze particolarmente elevate, ma più per la buona affidabilità e per i bassi valori di BSFC, che variano, in condizioni

SSL, approssimativamente da 0.5 (per i motori più piccoli) al 0.4 (per i motori di dimensioni più grandi). Per quanto questi motori rappresentino i più utilizzati per la propulsione dei dirigibili, le potenze erogate dai più moderni esemplari di motori a pistoni non risultano compatibili con quelle richieste dai velivoli di studio, che arrivano fino ai 1.34 MW. La produzione di motori a pistoni la cui potenza erogabile soddisfi i requisiti di progetto si concentra nella prima metà del XX secolo, terminando intorno agli '60. Si riportano di seguito alcuni esempi di motori a pistoni considerati per le diverse tipologie di missione:

MISSIONE UMANITARIA (M.R.)		
	Max. Power/eng. [kW]	Peso nom. [kg]
Wright R-1820-62	1007	605
Pratt & Whitney R-1830-94	1007	567
Mitsubishi Kinsei Model-51	970	545

MISSIONE UMANITARIA (C.R.)/MISSIONE CARGO		
	Max. Power/eng. [kW]	Peso nom. [kg]
Daimler-Benz DB 605-DBM	1401	765
Klimov VK-108	1380	620
Mikulin AM-42	1490	906

Turboalbero

Sebbene i motori a pistoni siano di gran lunga i più utilizzati nel design dei dirigibili, una seconda alternativa è rappresentata dai motori turboshaft.

Questi motori vengono preferiti nel caso di velivoli le cui missioni richiedano maggiori valori di range/endurance. A paragone con i motori a pistoni, i turboshaft si presentano ben più leggeri, nel rispetto della seguente legge statistica:

$$W_{eng} = 0.38 \times P_{eng}^{0.9525}$$

Questi propulsori richiedono minore manutenzione, a discapito di un aumento non trascurabile dei consumi: il BSFC di un turboshaft è mediamente superiore del 25% rispetto a quello di un motore a pistoni; inoltre, considerando che l'albero del motore ruota tipicamente nell'intorno di 10000 rpm (velocità decisamente troppo elevata per permettere il corretto funzionamento dell'elica), è necessario installare un riduttore che permetta rotazioni adeguate al caso in esame.

Identificare i possibili motori in questa categoria risulta ben più facile, grazie alla ben più ampia disponibilità di esemplari capaci di soddisfare i requisiti propulsivi delle diverse missioni, mantenendo i pesi dei motori stessi nei limiti imposti dal progetto. In particolare, è stata identificata come possibile soluzione adottare diversi motori della famiglia General Electric T700 e CT7, i cui diversi modelli ricoprono un range di potenze che comprende quelle richieste dalle diverse missioni in esame. Si riporta di seguito una possibile soluzione per ogni missione:

La soluzione elettrica non viene considerata un'alternativa valida, in quanto non compatibile con la filosofia di progetto e il tipo di missioni ipotizzate: per le missioni umanitarie, non avendo

	Motore	Max. Power/eng. [kW]	Peso nom. [kg]
UMANITARIA (M.R.)	GE YT700-700	1145	180
UMANITARIA (M.R.)	GE YT700-701K	1383	228
CARGO	GE YT700-701C	1409	207

dei voli schedulati ed essendo incipienti, risulta (tralasciando momentaneamente considerazioni sul peso) complesso avere batterie sempre cariche o poter volare solo con la potenza fornita dai pannelli solari; per la missione cargo invece, nonostante una progettazione accurata della linea, si avrebbe un aumento considerevole del peso riservato al sistema propulsivo, intaccando la quota disponibile per il payload.

7.1.1 Confronto fra le configurazioni

Di seguito si riporta il confronto fra le due configurazioni più attuabili:

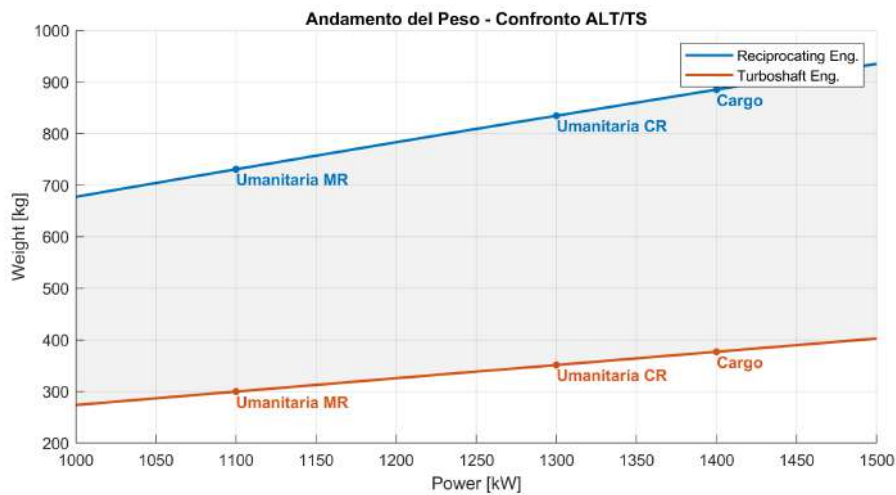


Figura 7.1: Confronto fra l'andamento dei pesi per le tipologie di motore. Sono evidenziate i relativi casi per la configurazione in esame.

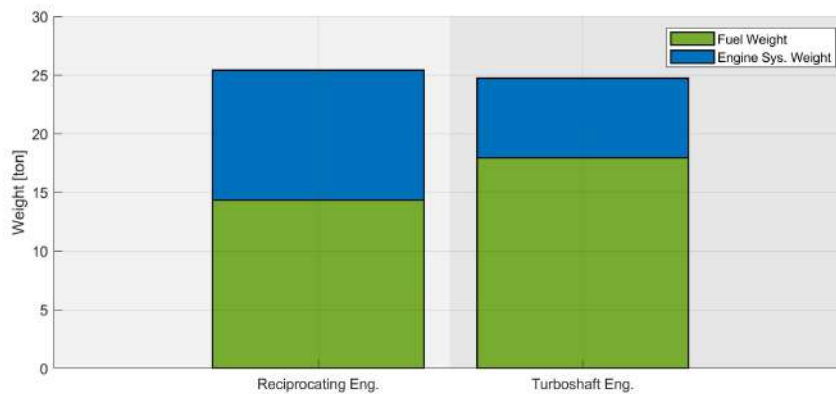


Figura 7.2: Ripartizione dei pesi per le due configurazioni.

La configurazione con turboshaft, a prima vista la più conveniente per via dei ridotti pesi, globalmente non risulta essere la migliore: a fronte di un risparmio di 2670 kg di peso del

sistema, vi è una ripartizioni dei pesi, che aumenta l'incidenza del carburante (e quindi dei costi) di 3500 kg.

7.2 Propulsore

Lo sviluppo dell'elica parte dalle basi fornite dal lavoro svolto sullo spreadsheet, in particolare dal caso più gravoso che è rappresentato dalla missione cargo. Per questa infatti si sono individuati i parametri riportati in tabella 7.1, che permetteranno la selezione della configurazione definitiva confrontando i valori con le mappe, ottenute testando (limitatamente alle ipotesi sulla teoria dell'elemento di pala propria del software utilizzato) alcuni rotori ipotizzati:

Power p. Engine	P_{eng}	[MW]	1.34
Static Thrust	T_0	[kg]	4760
Max. Flight Speed	V_{max}	[m/s]	39.71
Prop. Diameter	D	[m]	7.60
Prop. Speed	Ω	[rad/s]	62.83
Advance Ratio	J	[-]	0.48
Speed Coeff.	C_s	[-]	0.89
Thrust Coeff.	C_T	[-]	0.01
Power Coeff.	C_P	[-]	0.09

Tabella 7.1: Caratteristiche principali del rotore.

La scelta della configurazione aerodinamica è condotta verificando in primis il regime in cui operano le pale: la situazione più critica, in fatto di compressibilità (si trascura momentaneamente la trattazione del mozzo e della zona intorno alla radice, caratterizzata da un regime fortemente turbolento), è al tip, in cui si ha un $M_{tip} = 0.7$.

Questo è un dato dimensionante per il profilo, in quanto al tip non si raggiunge regime transonico, e il range di Mach dalla radice al tip caratterizza la distribuzione delle corde.

In riferimento a [3], si individuano due forme di pala per il range di Mach:

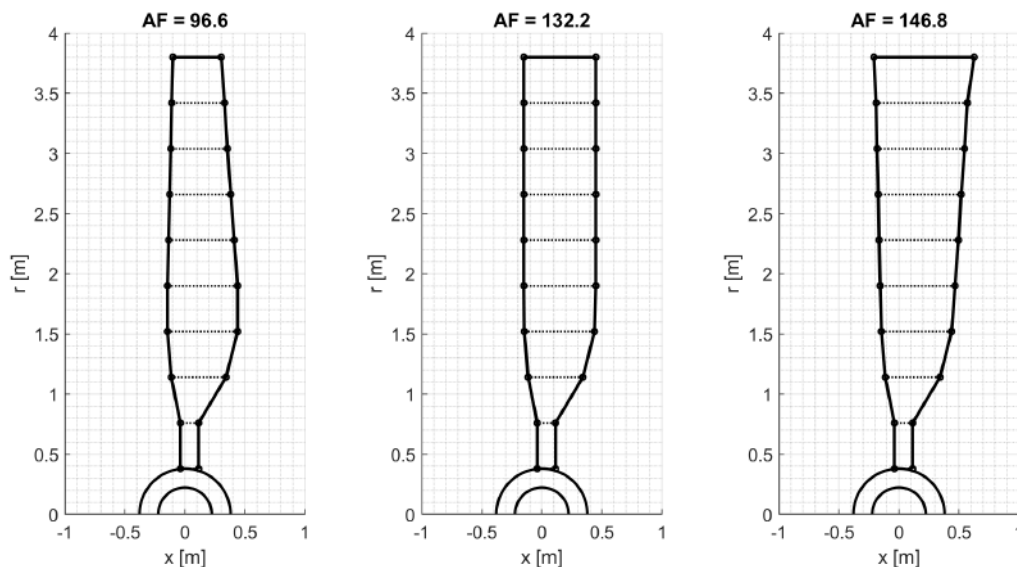


Figura 7.3: Pale per i tre Activity Factor rappresentativi analizzati.

La distribuzione delle corde dei due profili è basata su dati di test reali di pale dimensionate in galleria del vento, fedeli comunque alle forme di massima individuate in precedenza in letteratura.

Dimensionati i due rotori di test attraverso la tabella 7.1 ed impostato uno svergolamento basato sui dati individuati, in grado di uniformare la velocità di influsso al disco, si procede ad un'analisi multi variabile, nelle condizioni più critiche, per produrre delle mappe di utilizzo e regolare il calettamento delle pale sul mozzo. Inoltre le due configurazioni, che offrono vantaggi e svantaggi di natura strutturale e aerodinamica, vengono confrontate in un trade-off comprensivo anche del carico centrifugo sviluppato.

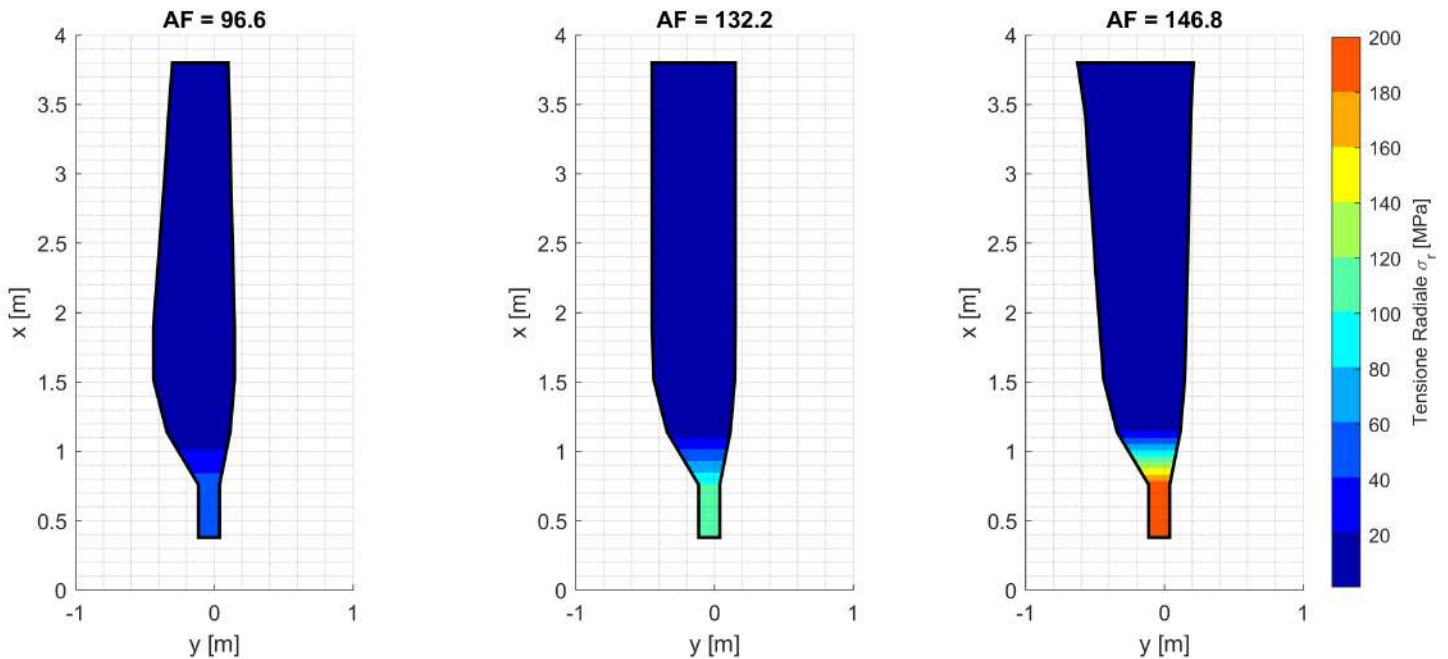


Figura 7.4: *Tensione radiale sviluppata*

Anche attraverso un'analisi molto semplificata, che considera la massa della pala in funzione della densità media individuata (si veda l'Appendice per l'ipotesi sulla struttura interna), si intuisce come la pala ad Activity Factor 96.6 sia quella meno sollecitata (in particolar modo alla radice). Viene riprotata in tabella 7.2 la distribuzione di corda e svergolamento utilizzata (al variare del raggio): Questa è da intendersi come un'analisi molto preliminare, in quanto lo

ACTIVITY FACTOR 96.6											
r/R	[-]	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
b/D	[-]	0.02	0.02	0.06	0.077	0.077	0.072	0.067	0.062	0.058	0.053
θ	[°]	22.8	22.8	18.61	14.07	9.43	4.70	0	-4.39	-8	-10.7

Tabella 7.2: Distribuzione di corde lungo il raggio e relativo svergolamento.

svergolamento è ottimizzato dal punto di vista aerodinamico e non da quello strutturale, visti infatti gli alti angoli di incidenza che si trovano in prossimità del rotore.

Si procede quindi, come primo tentativo, a testare questa pala per verificare che soddisfi i requisiti di **trazione** e **potenza assorbita**.

Attraverso il software JBlade [13], noti i limiti legati alla compressibilità (che rientrano nel range di Mach e numeri di Reynolds calcolati lungo la pala), si esaminano più approfonditamente le prestazioni, per verificare che anche un primo modello molto approssimato vada incontro ai requisiti imposti. Si tracciando quindi le relative **mappe di utilizzo**.

Come si osserva dalla figura (7.6), un angolo di calettamento di 10° è sufficiente a rispettare i requisiti più stringenti in termini di trazione e richiesta in potenza, per un numero di giri che non si allontana particolarmente da quello individuato in fase preliminare. Ciò non vuol dire che si esclude a priori l'installazione di un propulsore a passo variabile, ma che valutazioni più approfondite andrebbero fatte nell'ambito di un approfondimento maggiore sul sottosistema stesso ed in particolare sull'elica.

In vista di sviluppi futuri, sarà opportuno dare una definizione strutturale più consistente alla sezione della pala, calcolando anche sforzi tangenziali, con l'obiettivo primario di ridurre l'area del disco, che è elevata: nonostante la bassa solidità σ del rotore infatti, quest'ultimo sarebbe fonte di coppie giroscopiche notevoli e non trascurabili. Programmando l'installazione tramite mount azipodali per garantire un margine consistente di vettorializzazione della spinta, questo passo è obbligatorio.

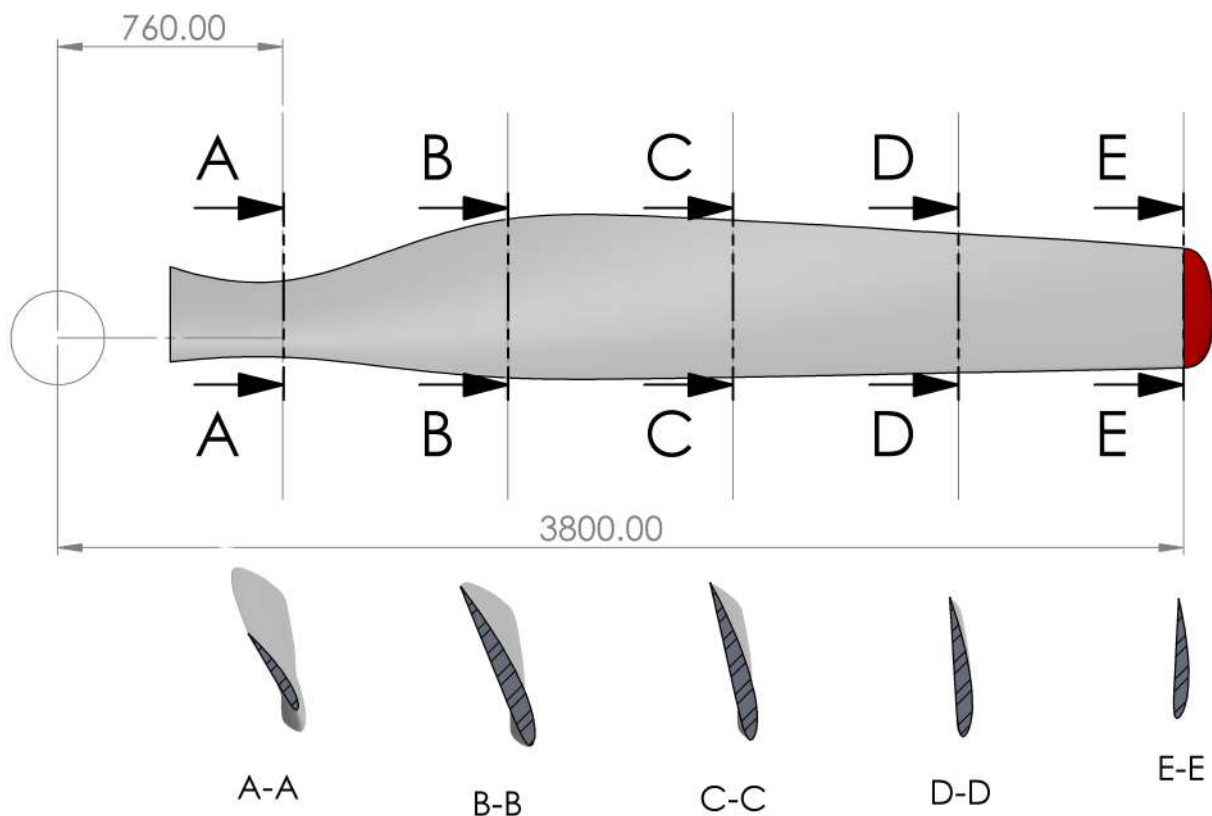


Figura 7.5: *Disegno della pala finita [mm].*

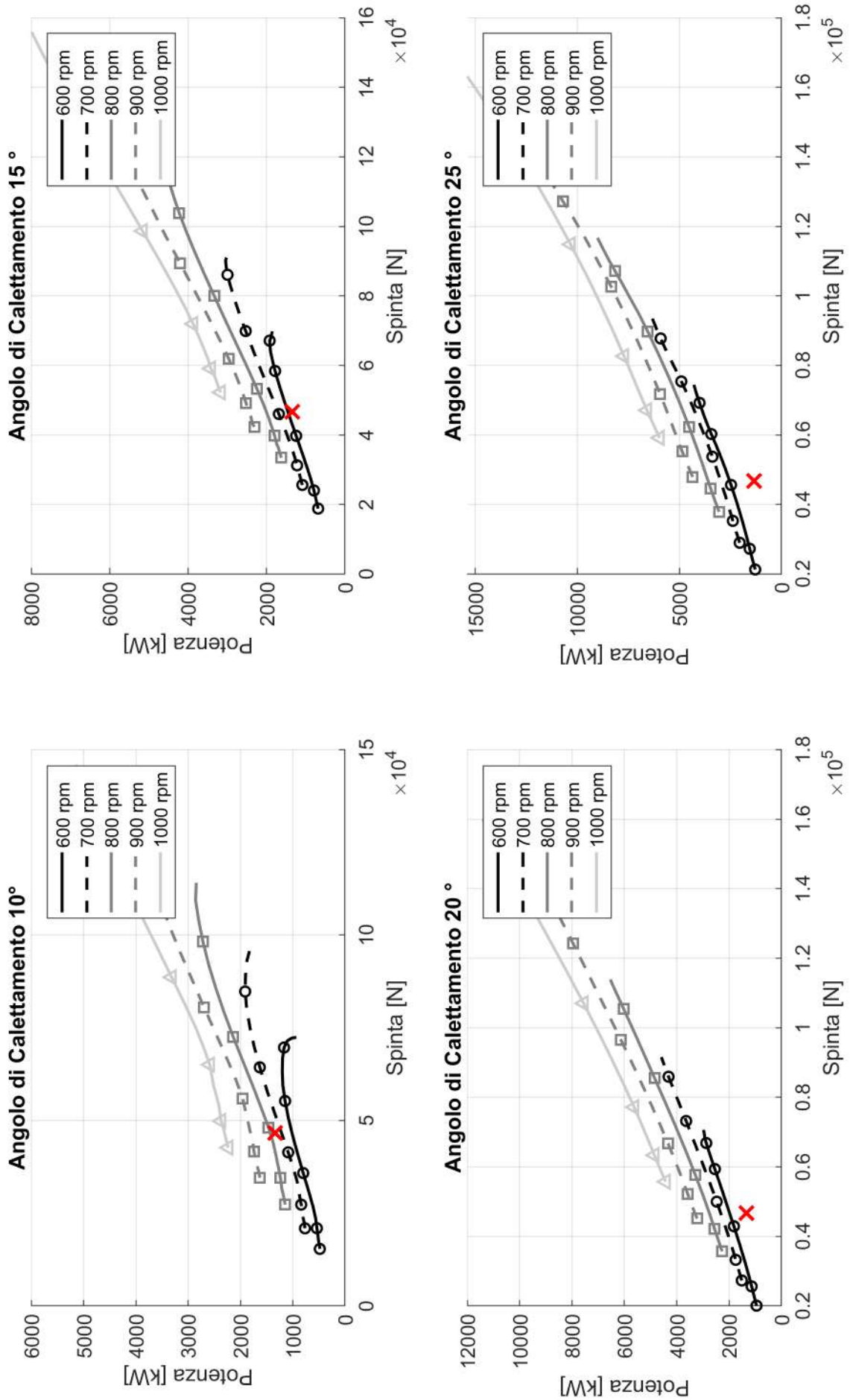


Figura 7.6: Mappa dell'elica al variare del calettamento.

Si riporta in figura 7.7 una vista superiore del dirigibile (con livrea *Humanitarian Relief*) per illustrare la disposizione scelta: vengono posti due motori in poppa, in quanto avere 3 motori sul lato comporterebbe un flusso via via troppo disturbato, e il motore più vicino alla coda si troverebbe ad operare in regime di inefficienza. Calcoli ulteriori, in integrazione con modelli CFD e di meccanica del volo, andrebbero eseguiti per validare questa configurazione, che comunque mantiene invariato il centro di gravità.

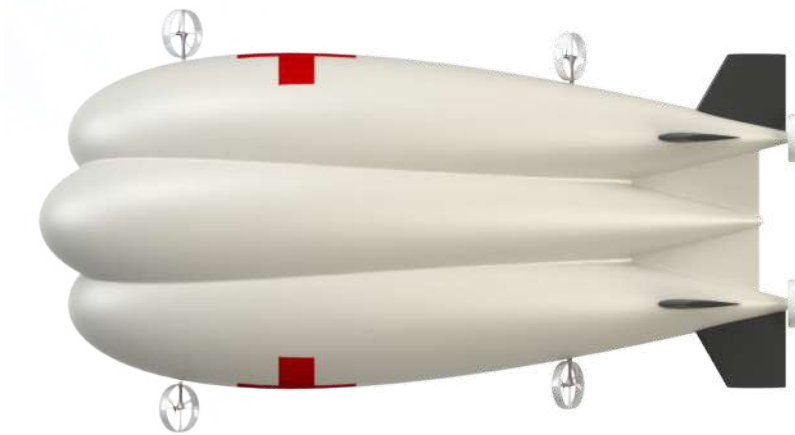


Figura 7.7: Vista in pianta della configurazione attuale (livrea *Humanitarian Relief*).



Figura 7.8: Elica con carenatura (per missione *Humanitarian Relief*).

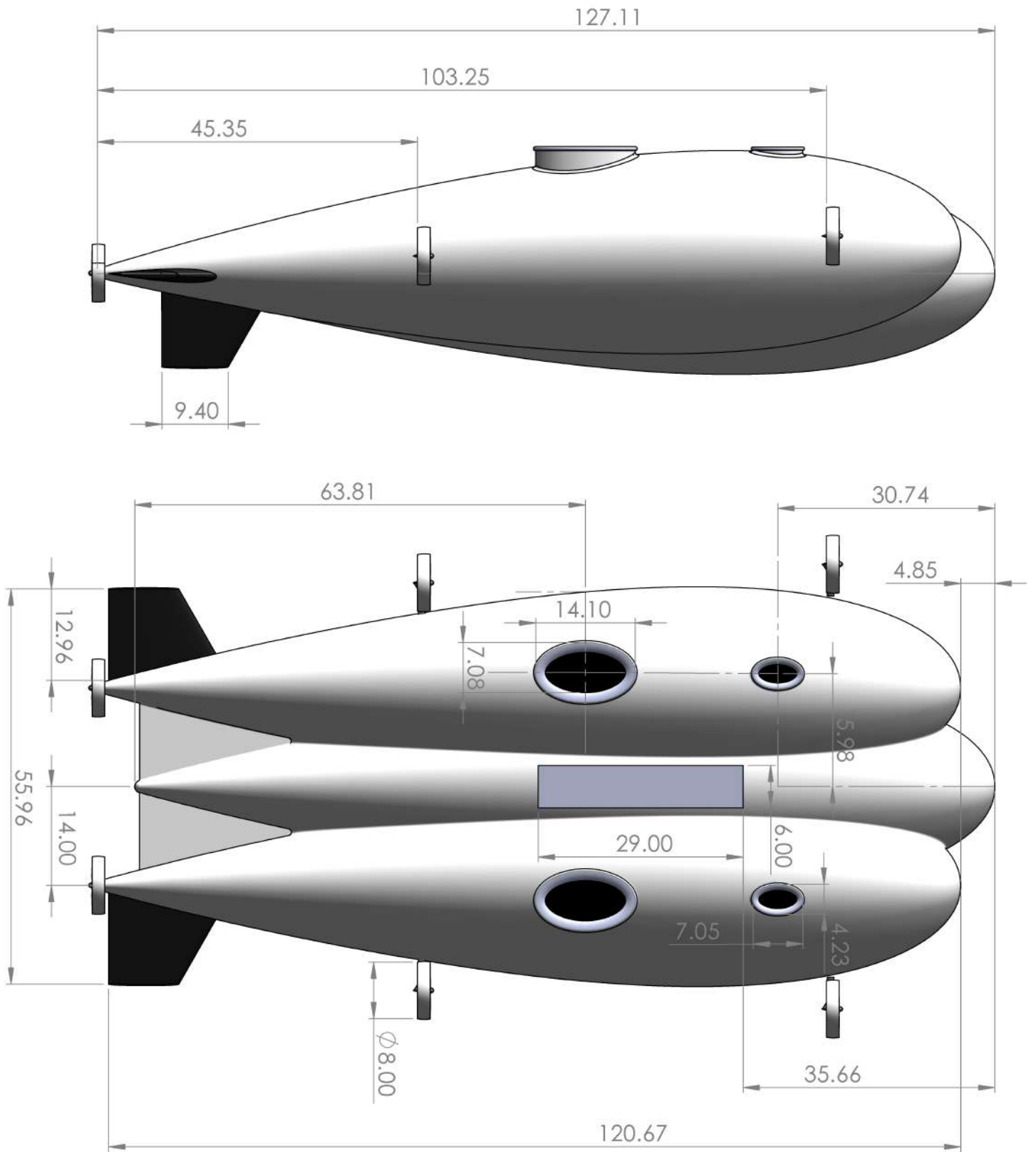


Figura 7.9: Vista laterale e inferiore del modello completo [m].



Figura 7.10: *Rendering del modello completo in un contesto operativo.*

Bibliografia

- [1] Department of Defence - USA, (2012). *Hybrid Airships Operational Concepts*
- [2] Prentice B. & Knotts R. (2016, May). Sustainable Transportation: Airships Versus Jet Airplanes. *Canadian Transportation Research Forum*
- [3] Norris G., (2018). *Up Close: Lockheed Martin's LMH-1 Hybrid Airship*. Retrieved from Aviation Week network: <https://aviationweek.com/aerospace/close-lockheed-martins-lmh-1-hybrid-airship>
- [4] Carichner G.E. & Nicolai L.M. (2013). *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*. AIAA Education
- [5] European Commission, (2014, January 29). Commission Regulation (EU) No 83/2014. *Official Journal of the European Union*, pp. 17-29
- [6] Airbus (2008, June 30) *Airbus selects lead logistics and transport providers*. Retrieved from Airbus Media: <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2008/06/airbus-selects-lead-logistics-and-transport-providers.html>
- [7] High Level Group on Aviation Research - EU, (2011). *Flightpath 2050 - Europe's Vision for Aviation*
- [8] Peter D. Talbot and Paul A. Gelhausen, *Effect of buoyancy and power design parameter on hybrid airship performance*, AIAA Paper 83-1976
- [9] U.S. Department of Transportation, FAA *Airship Design Criteria*, No. FAA-P-8110-2
- [10] Jacob Markish S.B., Aeronautics and Astronautics (2000) Massachusetts Institute of Technology, *Valuation Techniques for Commercial Aircraft Program Design*, pp. 63 - 67
- [11] Mahzan M. I., Muhamad S., *Cost Analysis of a Hybrid Airship Vehicle for Cargo Delivery in Applied Mechanics and Materials Vols. 465-466* (2014) pp 373-378.
- [12] <http://www.kuraray.co.jp/vectran/en/product/index.html>
- [13] <https://sites.google.com/site/joamorgado23/Home>
- [14] <https://www.honeycombpanels.eu/en/products/honeycomb/nomex-honeycomb-commercial-grade>
- [15] <https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/default.htm>
- [16] <http://www.boeing.com/company/about-bca/index.page#/pricesm>
- [17] <http://www.airbus.com>
- [18] https://www.bls.gov/oes/current/naics4_336400.htm#49-0000

Appendice A

Dimensionamento

A.1 Assunzioni geometriche

In questa fase di design preliminare si è reso necessario ipotizzare la forma: si è optato per una forma trilobata, che è quella più utilizzata, perchè rappresenta un compromesso ottimale fra efficienza aerodinamica e esigenze strutturali. In particolare, sotto quest'ultimo aspetto, l'utilizzo di lobi permette, a parità di volume, di ridurre il raggio di curvatura del rivestimento e dunque le tensioni; tra questi ultimi vi è un rapporto di proporzionalità come descritto nella figura seguente:

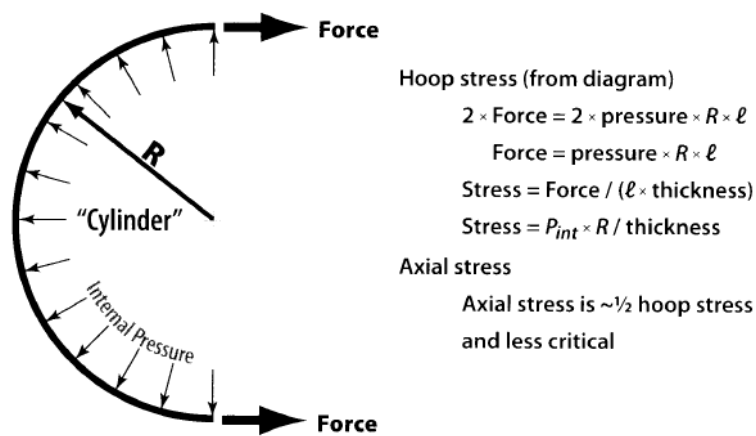


Figura A.1: Correlazione tra tensioni e raggio di curvatura del rivestimento. [4, pag.351]

Avere tensioni più basse all'interno del rivestimento permette quindi di adottare soluzioni più leggere.

Inoltre per la scelta del fineness ratio (FR) ci si è rifatti al valore scelto per numerosi dirigibili ibridi: quest'ultimo risulta pari a 3.

A.2 Processo di dimensionamento

A valle delle considerazioni geometriche sopra esposte si riporta il processo di dimensionamento del nostro dirigibile in accordo con [1, pp 362-372]:

1. $FR = 3$ e numero di lobi uguale a 3.

2. si assume un volume iniziale. Questo valore verrà corretto durante il processo iterativo;
3. • A differenza dell'aeroplano dove l'**area di riferimento** per il calcolo dei coefficienti aerodinamici è rappresentata dalla superficie alare, per un dirigibile si utilizza la seguente definizione:

$$A_{ref} = Vol^{2/3} \quad (A.1)$$

- un altro parametro importante è il **diametro equivalente**, ossia il diametro del cerchio che ha superficie uguale all'area trasversale del dirigibile (questo significa considerare un dirigibile equivalente di forma ellissoidale):

$$d_e = \left(6 \frac{Vol}{FR\pi}\right)^{1/3} \quad (A.2)$$

- a partire dall'ultimo parametro elencato, si può definire la **lunghezza** del dirigibile ellissoidale equivalente:

$$l_B = FRd_e \quad (A.3)$$

- il **diametro dei lobi** si calcola a partire dal rapporto d_e/d_c , ovvero il rapporto tra il diametro dell'area circolare equivalente e il diametro dei lobi stessi (la formula deriva da considerazioni geometriche):

$$d_c = \frac{d_e}{\left(\frac{d_e}{d_c}\right)} \quad \text{con} \quad \left(\frac{d_e}{d_c}\right) = -0.0178N_{LOBI}^2 + 0.361N_{LOBI} + 0.575 \quad (A.4)$$

- sempre da considerazioni geometriche si definisce la **larghezza** del nostro dirigibile:

$$w = (1 + N_{LOBI})d_c/2 \quad (A.5)$$

- l'**altezza** è ovviamente pari al diametro dei lobi:

$$ht = d_c \quad (A.6)$$

- analogamente agli aeroplani, dove l'**aspect ratio** è il rapporto tra il quadrato dell'apertura alare e la superficie dell'ala, nel caso di un dirigibile esso si definisce come il rapporto tra il quadrato del semiasse minore dell'ellissoide equivalente e la sua superficie in pianta:

$$AR = 4 \frac{w^2}{\pi l_B w} \quad (A.7)$$

4. Da considerazioni geometriche si definiscono poi la superficie bagnata dell'ellissoide equivalente e quella del nostro dirigibile lobato:

- **superficie bagnata dell'ellissoide** S_{wb} (*ellissoide*):

$$S_{wb}(\text{ellissoide}) = \pi((l_B w)^p + (l_B ht)^p + (w ht)^p)/3)^{1/p} \quad \text{con} \quad p = 1.7065 \quad (A.8)$$

- **superficie bagnata (configurazione con lobi)** $S_{wb}(\text{lobed})$:

$$S_{wb}(\text{lobed}) = (\text{perimetro}_{\text{lobi}}/\text{perimetro}_{\text{ellissoide}})S_{wb}(\text{ellissoide}) \quad (A.9)$$

5. si calcolano sulla base di un'analisi statistica i **coefficienti aerodinamici** per horizontal e vertical tail utilizzando le seguenti equazioni:

$$C_{HT} = -0.0051x + 0.0717 \quad \text{con} \quad x = \frac{1000000}{Vol[ft^3]} \quad (\text{A.10})$$

$$C_{VT} = -0.0049x + 0.0641 \quad \text{con} \quad x = \frac{1000000}{Vol[ft^3]} \quad (\text{A.11})$$

Rigirando la formula che definisce i coefficienti aerodinamici è possibile ricavare le **superfici di coda** considerando $l_{tail} = 38\% l_B$ (una buona approssimazione per un dirigibile ibrido), dove l_{tail} è la distanza tra il baricentro del velivolo e il quarto anteriore del profilo della superficie di coda:

$$S_{HT} = C_{HT} \frac{Vol^{2/3} l_B}{l_{tail}} \quad (\text{A.12})$$

$$S_{VT} = C_{VT} \frac{Vol^{2/3} l_B}{l_{tail}} \quad (\text{A.13})$$

6. la **velocità di crociera** considerata a progetto è di:

$$V_{cr} = 27.78 \text{ m/s} \quad (\text{A.14})$$

e si considera una **quota di crociera** pari a:

$$z = 3000 \text{ m} \quad (\text{A.15})$$

a cui corrisponde una **pressione dinamica**:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 = 350.79 \text{ N/m}^2 \quad (\text{A.16})$$

7. si calcola il **Reynolds** come:

$$Re = \frac{\rho V_{cr} l_B}{\mu} \quad (\text{A.17})$$

da cui si può ricavare, nell'ipotesi di flusso turbolento, il **coefficiente di attrito**:

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10}(Re))^{2.58}} \quad (\text{A.18})$$

si procede al calcolo del **coefficiente di resistenza** a portanza nulla utilizzando il seguente fattore di forma:

$$FF_{3D \text{ body}} = 1 + \frac{1.5}{FR^{1.5}} + \frac{7}{FR^3} \quad (\text{A.19})$$

$$C_{D_0} = FF_{3D \text{ body}} C_f \frac{S_{wet \text{ body}}}{Vol^{2/3}} \quad (\text{A.20})$$

8. calcoli analoghi al punto precedente vengono effettuati per le superfici di coda. Il **coefficiente di resistenza parassita degli impennaggi** può essere espresso come:

$$C_{D_{0 \text{ tails}}} = \frac{FF_{\text{tails}} C_f S_{wet \text{ tails}}}{Vol^{2/3}} \quad (\text{A.21})$$

- si utilizza il seguente **fattore di forma**:

$$FF_{tails} = 1 + 1.2(t/c) + 100(t/c)^4 \quad (\text{A.22})$$

ipotizzando $t/c = 0.15$ (rapporto tra spessore massimo e corda del profilo di coda)

- ipotizzando un allungamento degli impennaggi $AR_{tails} = 1.0$ ed essendo note S_{HT} e S_{VT} , si calcola la corda media aerodinamica come:

$$\bar{c}_{HT} = \sqrt{\frac{AR_{HT}S_{HT}}{2}} \quad (\text{A.23})$$

$$\bar{c}_{VT} = \sqrt{\frac{AR_{VT}S_{VT}}{2}} \quad (\text{A.24})$$

In questo calcolo si è ipotizzato che gli impennaggi fossero disposti simmetricamente rispetto a un piano di simmetria. Successivamente, si calcola una corda media degli impennaggi come:

$$\bar{c}_{tail} = \frac{\bar{c}_{HT} + \bar{c}_{VT}}{2} \quad (\text{A.25})$$

- Nota \bar{c}_{tail} e la velocità di volo si calcola il **numero di Reynolds** Re ; grazie al Re si ottiene C_{f_e} (**coefficiente di attrito**).
- S_{wet} viene stimata utilizzando un fattore moltiplicativo di 2.2 rispetto all'area in pianta:

$$S_{wet_{tails}} = 2.2(S_{HT} + S_{VT}) \quad (\text{A.26})$$

Questo fattore è coerente con il rapporto t/c scelto.

9. Vengono ora calcolate le **resistenze parassite** proprie di alcuni elementi del velivolo. Le formule utilizzate (riportate in [1]) sono tutte di natura semiempirica, ma adeguate a considerazioni preliminari.

- C_{D_0} di cabina e gondola:

$$C_{D_0_{cab+gond}} = (0.108C_{D_0_{body}} Vol^{2/3} + 7.7) / Vol^{2/3} \quad (\text{A.27})$$

- C_{D_0} delle nacelle del motore (N_E indica il numero di motori):

$$C_{D_0_{eng nac}} = 4.25N_E / Vol^{2/3} \quad (\text{A.28})$$

- C_{D_0} del sistema di raffreddamento del motore:

$$C_{D_0_{eng cooling}} = N_E(2 \times 10^{-6}Vol + 4.1) / Vol^{2/3} \quad (\text{A.29})$$

- C_{D_0} della struttura di montaggio:

$$C_{D_0_{eng mount}} = (0.044C_{D_0_{body}} Vol^{2/3} + 0.92) / Vol^{2/3} \quad (\text{A.30})$$

- C_{D_0} dei cavi:

$$C_{D_0_{cables}} = (9.7 \times 10^{-6}Vol + 10.22) / Vol^{2/3} \quad (\text{A.31})$$

- C_{D_0} dell' ACLS (Active Cushion Landing System):

$$C_{D_0_{ACLS}} = 0.0002 \quad (\text{A.32})$$

10. Il coefficiente di resistenza complessivo non è esattamente la somma dei singoli C_{D_0} ; è necessario tenere conto di un **coefficiente di resistenza di interferenza** che tiene conto di fenomeni aerodinamici secondari. In fase di design preliminare è possibile utilizzare una relazione semi-empirica come quella riportata in [1]:

$$C_{D_0_{int}} = (4.78 \times 10^{-6} Vol) / Vol^{2/3} \quad (\text{A.33})$$

11. A questo punto del processo, si possono sommare i contributi di C_{D_0} (compresa l'interferenza) e ottenere il **coefficiente di resistenza a portanza nulla** per la configurazione in esame:

$$C_{D_0} = C_{D_0_{body}} + C_{D_0_{tails}} + C_{D_0_{cab+gond}} + C_{D_0_{eng\ nac}} + C_{D_0_{eng\ cooling}} + \quad (\text{A.34})$$

$$+ C_{D_0_{eng\ mount}} + C_{D_0_{cables}} + C_{D_0_{ACLS}} + C_{D_0_{int}} \quad (\text{A.35})$$

12. Oltre alla resistenza parassita bisogna considerare anche la **resistenza indotta dalla generazione di portanza**. Questa è quantificata da un coefficiente K che permette di scrivere la resistenza complessiva come:

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (\text{A.36})$$

Il riferimento [1] fornisce una relazione statistica che lega K all' Aspect Ratio di diversi dirigibili costruiti in passato. Calcolando l' AR come:

$$AR = \frac{(\text{body width})^2}{S_{plan}} = \frac{w^2}{S_{plan}} \quad (\text{A.37})$$

e utilizzando la relazione:

$$K = -0.0145 \left(\frac{1}{AR} \right)^4 + 0.182 \left(\frac{1}{AR} \right)^3 - 0.514 \left(\frac{1}{AR} \right)^2 + 0.838 \left(\frac{1}{AR} \right) \quad (\text{A.38})$$

si ottiene un valore di K relativo all'area in pianta. Siccome la superficie di riferimento utilizzata nell'ambito dei dirigibili è $Vol^{2/3}$, si ottiene un K riferito al $Vol^{2/3}$ dividendo per un fattore N_L , ottenuto da considerazioni geometriche:

$$(K)_{Vol^{2/3}} = \frac{(K)_{S_{plan}}}{N_L} \quad (\text{A.39})$$

13. Da una semplice applicazione del principio di Archimede, si ottiene una prima **stima della forza di galleggiamento** ottenuta:

$$L_{buoy} = \text{peso dell'aria spostata dal volume} - \text{peso della massa di He} \quad (\text{A.40})$$

$$L_{buoy} = (\rho_0 - \rho_{He}) (Vol) \sigma_{max\ alt} \quad (\text{A.41})$$

$\sigma_{max\ alt}$ indica il rapporto delle densità dell'aria in tangenza e a SL. Questo fattore viene introdotto per quantificare la portanza ottenuta per galleggiamento nella condizione più critica, cioè quando la differenza tra le due densità è minore.

14. In questo punto si va a considerare la suddivisione dei pesi:

$$W_G = W_{OE} + W_P + W_F = W_{ZF} + W_F \quad (\text{A.42})$$

$$W_{ZF} = W_{OE} + W_P \quad (\text{A.43})$$

In cui:

- W_G : peso al decollo (*gross weight*);
- W_{OE} : peso a vuoto operativo, comprende il peso della struttura, del fuel inutilizzabile, dell'equipaggio e così via;
- W_P : peso del payload trasportato;
- W_{ZF} : peso al decollo a meno del peso di combustibile;
- W_F : peso di combustibile;
- $W_{F_{res}}$: peso del combustibile di riserva, in questa fase calcolato come frazione del peso di combustibile utilizzato.

Utilizzando la definizione di BR_{land} e equilibrando il peso alla portanza è possibile quantificare il **peso in condizioni zero fuel**:

$$W_{ZF} = \frac{L_{buoy}}{BR_{land}} - W_{F_{res}} \quad (\text{A.44})$$

15. Una volta noto il W_{ZF} e fissato un W_P , si procede calcolando il **peso a vuoto operativo**:

$$W_{OE} = W_{ZF} - W_P \quad (\text{A.45})$$

16. si definisce **heaviness** W_H la quantità di peso rispetto al totale che non è equilibrata dalla portanza aerostatica:

$$W_H = W - L_{buoy} = L_{aero} \quad (\text{A.46})$$

Si procede con il calcolo dell' **heaviness al decollo** W_{H_0} e all'**atterraggio** W_{H_1} necessari per soddisfare il requisito di range. Si parte dalla relazione del range:

$$Range = A \left[\tan^{-1} \left(\frac{W_{H_0}}{B} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{W_{H_1}}{B} \right) \right] \quad [nm] \quad (\text{A.47})$$

dove:

$$A = \frac{326 \cdot \eta_P}{BSFC \sqrt{K \cdot C_{D_0}}} \quad \text{e} \quad B = qVol^{2/3} \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad (\text{A.48})$$

espresse nel Sistema di misura Imperiale.

- l'heaviness all'atterraggio W_{H_1} è data dalla somma tra peso a vuoto operativo e carburante di riserva (assunto pari al 5% del combustibile bruciato) a cui viene sottratta la spinta di galleggiamento:

$$W_{H_1} = W_{ZF} + fuel_{res} - L_{buoy} \quad (\text{A.49})$$

- si può quindi calcolare l'heaviness al decollo come:

$$W_{H_0} = B \tan \left[\frac{Range}{A} + \tan^{-1} \left(\frac{W_{H_1}}{B} \right) \right] \quad (\text{A.50})$$

17. si calcola il **combustibile consumato** durante il volo e il **combustibile totale** da imbarcare, il quale comprende la riserva:

$$fuel_{burned} = W_{H_0} - W_{H_1} \quad (A.51)$$

$$total_{fuel} = W_{H_0} - W_{H_1} + fuel_{res} \quad (A.52)$$

18. si ricava il **peso totale al decollo** e il **Buoyancy ratio al decollo**:

$$W_G = W_{ZF} + fuel_{res} + fuel_{burned} \quad (A.53)$$

$$BR_{TO} = \frac{L_{buoy}}{W_G} \quad (A.54)$$

19. per poter dimensionare il motore è necessario calcolare la **massima portanza aerodinamica** necessaria, che si ha ovviamente al decollo:

$$L_{aero} = W_{H_0} \quad (A.55)$$

20. si ricava il **coefficiente di portanza** alla velocità massima a livello del mare (condizione di massima potenza dei motori):

- pressione dinamica massima:

$$q_{max} = \rho_{SL} \frac{V_{max}^2}{2} \quad (A.56)$$

- coefficiente di portanza alla pressione dinamica massima:

$$C_{L_{max\ power}} = \frac{W_{H_0}}{q_{max} Vol^{2/3}} \quad (A.57)$$

21. si calcola la **resistenza totale** alla condizione di massima spinta utilizzando i coefficienti ricavati precedentemente:

$$D = (C_{D_0} + KC_{L_{aero}}^2) q_{max} Vol^{2/3} \quad (A.58)$$

22. la **massima spinta per motore**:

$$\frac{P_{max}}{engine} = \frac{V_{max} D}{\eta_p N E} \quad (A.59)$$

I valori ottenuti andranno poi confrontati con i motori disponibili sul mercato e si dovrà poi effettuare una scelta che si avvicini il più possibile ai requisiti calcolati.

23. per un elica a tre pale, la **velocità di rotazione dell'elica** n viene assunta in un range ottimale compreso tra 10 e 20 *rps*;

24. si procede al calcolo del **coefficiente di velocità** e del **rapporto di avanzamento**. In questo caso si assume un'elica a passo variabile:

$$C_S = \left(\frac{\rho V_{cr}^5}{P_{max} n^2} \right)^{1/5} \quad J = \frac{V}{n D_P} \quad (A.60)$$

con D_P **diametro dell'elica**. Una volta calcolato C_S si ricava J attraverso la relazione:

$$J = 0.156 C_S^2 + 0.241 C_S + 0.138 \quad (A.61)$$

ottenuta graficamente ipotizzando di avere un passo variabile ($15 - 45^\circ$) che permetta di avere efficienza massima. Si ricava infine il diametro dell'elica invertendo la formula sopra indicata;

25. l' **efficienza dell'elica** che si ottiene dalla formula:

$$\eta_P = 0.139C_S^3 - 0.749C_S^2 + 1.37C_S + 0.0115 \quad (\text{A.62})$$

viene confrontata con l'efficienza richiesta come requisito;

26. In questo step, l'obiettivo è fornire una **stima della pressione interna nel rivestimento** in modo da poter fornire una stima del peso della struttura. Quest'ultimo può essere considerato dipendente da diversi fattori:

- materiale scelto;
- carichi di pressione sul tessuto: influenzano lo spessore del rivestimento (numero di strati in fase di laminazione) e quindi il suo peso;
- configurazione geometrica (numero di lobi, superficie bagnata...);

Da considerazioni di equilibrio si ottiene una legge che stima la pressione interna:

$$p_I = 1.2q_{max} + (\rho_0 - \rho_{He})gh \quad (\text{A.63})$$

Il primo termine va a stimare in modo approssimato (con un fattore 1.2) il massimo carico dato dal moto (ovvero la pressione di arresto); il secondo termine quantifica la differenza di pressione tra interno e esterno dovuta ai soli effetti aerostatici. Fisicamente, p_I è la pressione necessaria a "precaricare" il volume e fare in modo che la membrana si mantenga sempre in tensione, senza formare ripiegature e "afflosciamenti" localizzati.

27. Una volta calcolata p_I si procede valutando quello che è noto come **hull fabric load**. Immaginando di studiare lo stato di tensione di una cross-section del rivestimento, si nota come esso sia sollecitato prevalentemente da una tensione circonferenziale, che potrebbe essere valutata anche utilizzando la legge per i recipienti in pressione. Tuttavia, essendo lo spessore molto piccolo, si preferisce esprimere il carico circonferenziale come carico per unità di lunghezza. In questa valutazione preliminare, si sceglie un fattore di sicurezza pari a $SF = 4$.

$$\text{hull fabric load} = \sigma_{hoop}t = N_{hf} = (SF)p_I \frac{d_c}{2} \quad (\text{A.64})$$

A questo punto, si utilizzano delle leggi empiriche che correlano il carico prima ottenuto con il **peso per unità di superficie del rivestimento**:

$$\text{hull fabric density} = \sigma_{hf} = aN_{hf} + b \quad (\text{A.65})$$

in cui a e b sono costanti che dipendono dal materiale scelto. Il **peso del rivestimento esterno** è a questo punto stimabile come:

$$W_{env} = \sigma_{hf} F_{MA} F_{AF} S_{wetbody} \quad (\text{A.66})$$

in cui:

- F_{MA} è un fattore che tiene conto della fabbricazione (risvolti, patches, giunzioni...); valore tipico 1.26;
- F_{AF} è un fattore che tiene conto dei raccordi; valore tipico 1.2.

Oltre al rivestimento esterno, anche i **setti tra i lobi** giocano un ruolo fondamentale. L'approccio seguito è lo stesso:

- si assume che il carico nel setto sia 1.5 volte quello nel rivestimento;
- si ricalcola la densità superficiale ipotizzando di utilizzare lo stesso materiale utilizzato per il rivestimento;
- si ipotizza che il setto abbia una superficie pari al 75 % dell'area laterale del dirigibile (ipotesi valida per numero di lobi "basso");
- si tiene conto di un fattore pari a $F_J = 1.06$ per tenere conto del materiale in eccesso necessario a garantire continuità tra rivestimento e setto.

$$N_{sept} = 1.5N_{hf} \quad (A.67)$$

$$\sigma_{sept} = aN_{sept} + b \quad (A.68)$$

$$S_{sept} = 0.75 \left(\pi \frac{l_B h t}{4} \right) \quad (A.69)$$

$$\text{numero di setti} = N_{LOBI} - 1 \quad (A.70)$$

Da cui:

$$W_{sept} = (N_{LOBI} - 1)F_J\sigma_{sept}S_{sept} \quad (A.71)$$

Il **peso della struttura nel complesso** è la somma dei due contributi:

$$W_{body} = W_{env} + W_{sept} \quad (A.72)$$

28. Per mantenere la pressione interna dei gas costante il dirigibile usa un **sistema di ballonets** il cui volume deve essere dimensionato in relazione alla quota di tangenza (condizione critica):

$$Vol_{Ball}^{TOT} = Vol_{env} \left(\frac{1}{\sigma_{max\ alt}} - 1 \right) \quad (A.73)$$

Per mantenere inalterate le caratteristiche di galleggiamento del dirigibile (posizione del centro di galleggiamento) è necessaria la presenza di due *ballonets* per lobo. Il **volume del singolo ballonet** sarà quindi:

$$Vol_{Ball} = \frac{Vol_{Ball}^{TOT}}{2N_{LOBI}} \quad (A.74)$$

Ipotizzando (realisticamente) *ballonets* sferici, si arriva facilmente tramite considerazioni geometriche alla **superficie di ciascun ballonet** e quindi alla **superficie totale** di tutti gli elementi del sistema. Il peso introdotto può quindi essere calcolato nota che sia la densità superficiale della membrana:

$$W_{Ball} = \sigma_{Ball}S_{Ball} \quad (A.75)$$

29. per il calcolo del **peso delle superfici di coda**, comprensivo degli impennaggi orizzontale e verticale, si assume l'utilizzo di una struttura reticolare rigida.

- Il peso delle superfici fisse si calcola come:

$$W_{SSF} = F_{PSQ}(S_{tail\ total} - S_{control\ surfaces}) \quad (A.76)$$

con F_{PSQ} che rappresenta la massa per unità di superficie che compone la superficie di coda, nel nostro caso pari a $1.0\ lb/ft^2 = 4.88\ kg/m^2$.

- il peso delle superfici di controllo può essere calcolato come:

$$W_{CS} = F_{PSQ} S_{control\ surfaces} \quad (A.77)$$

- Il peso degli attuatori può essere calcolato come:

$$W_{act} = F_{act} F_{instal} S_{control\ surfaces} \quad (A.78)$$

dove $F_{act} = 0.79 lb/ft^2 = 3,86 kg/m^2$ e $F_{instal} = 1.15$.

Il peso totale della coda è dato dalla somma di questi contributi considerando un'area delle superfici di controllo pari al 20% della superficie totale.

30. si calcola il peso complessivo della gondola, costituita da crew station e gondola per il payload:

- Il **peso della crew station** è stimato utilizzando la seguente relazione, adeguata per la categoria di carico media:

$$W_{CrewSta} = 353[(l/10)^{0.857}(w+h)/10(V_{max}/10)^{0.338}]^{1.1} \quad [lb] \quad (A.79)$$

con l , w e h lunghezza, larghezza e altezza della crew station;

- Il **peso della gondola per il payload** è stimato con la seguente formula che si presta a una categoria di carico elevato:

$$W_{gond} = 1.875 S_{gond} \quad [lb] \quad (A.80)$$

con S_{gond} superficie totale della baia di carico.

31. per calcolare il **peso dei motori** si considerano motori alternativi senza fare assunzioni sulle dimensioni:

$$W_{eng} = N_{eng} 4.848 P_{eng}^{0.7956} \quad [lb] \quad (A.81)$$

dove N_E è il numero dei motori e P_{eng} [hp] è la potenza richiesta al singolo motore.

32. per il calcolo del peso dei **supporti motore**, del **sistema di avviamento** e dei **controlli motore** si usano le seguenti formule:

$$W_{supporti} = 0.64 N_E W_{eng} \quad (A.82)$$

$$W_{start} = 50.38 \left(\frac{N_E W_{eng}}{1000} \right)^{0.459} \quad [lb] \quad (A.83)$$

$$W_{EC} = 60.27 \left(\frac{l_{EC} N_E}{100} \right)^{0.724} \quad [lb] \quad (A.84)$$

dove l_{EC} è la distanza tra il sistema di controllo e i motori.

33. si stima il **peso delle eliche** tramite la seguente relazione:

$$W_{prop} = N_P K_P N_{BL}^{0.391} \left(\frac{D_P P_{eng}}{1000} \right)^{0.782} \quad [lb] \quad (A.85)$$

dove N_P è il numero di eliche, K_P è un coefficiente pari a 31.92, N_{BL} è il numero di pale per ogni elica e D_P è il diametro dell'elica.

34. si calcola il **peso dei serbatoi di combustibile**: nella formula, ricavata per via statistica, il carburante è espresso in galloni e viene utilizzato l'*Avgas* del peso di 6.0 lb/gal:

$$W_{FT} = 2.49 (Fuel)^{0.6} (N_T)^{0.2} (N_E)^{0.13} \left[\frac{1}{1 + Int} \right]^{0.3} \quad (A.86)$$

in cui N_T è il numero di serbatoi e N_E è il numero di motori e Int è la percentuale di fuel tank che sono inglobati nella struttura, cioè sono integrali

35. si calcola ora il **peso del pressure system**, il quale viene stimato pari al 2% dell'overall empty weight W_{OE} :

$$W_{press} = 0.02W_{OE} \quad (A.87)$$

36. si procede ora al dimensionamento del **sistema di atterraggio ACLS** (Air Cushion Landing System). Si utilizza la seguente equazione:

$$W_{ACLS} = 1.6 (S_{pad(takeoff)}) \quad (A.88)$$

Con un approccio di tipo conservativo, la stima del valore di W_{ACLS} viene fatta considerando la superficie del pad $S_{pad(takeoff)}$ nella fase di decollo, essendo maggiore rispetto a quella di atterraggio. In cui si considera che:

$$S_{pad(takeoff)} = \frac{W_{H0}}{internalpressure} \quad [ft^2] \quad (A.89)$$

37. si calcola ora il **peso del VMS** (Vehicle Management System). Si utilizza la seguente equazione:

$$W_{VMS} = W_{computer} + W_{avionics} + W_{act} \quad [lb] \quad (A.90)$$

in cui W_{act} è il peso degli attuatori

38. si procede ora al calcolo del **peso del sistema elettrico**. Si considera la seguente equazione:

$$W_{Elect} = 33.73 (W_{FS} + W_{TRON})^{0.51} \quad [lb] \quad (A.91)$$

in cui:

- W_{FS} è il **peso del fuel system** e in particolare $W_{FS} = 0.45\%W_{OE}$
- W_{TRON} è il **peso dell'avionica e dell'elettronica installata**

39. si calcola ora il **Miscellaneous systems weight** che è pari al 5% dell'overall empty weight:

$$W_{MSys} = 0.05W_{OE} \quad (A.92)$$

40. si calcola il **peso di equipaggio & servizi**:

$$W_{crew+acc} = W_{seats} + W_{bunks} + W_{lav} + W_{food} + W_{crew} \quad (A.93)$$

in cui

- $W_{seat} = K_{seat}$ (numero di sedili) in cui $K_{seat} = 55$ poichè abbiamo solo i sedili per i membri dell'equipaggio (flight deck seats)
- $W_{bunks} = 28$ per il numero di cuccette

- $W_{lav} = K_{lav} (\text{membri dell'equipaggio})^{1.33}$ in cui $K_{lav} = 5.6$ per le missioni a lungo raggio e $K_{lav} = 2.3$ per le missioni a corto raggio
- $W_{food} = 5.06$ (membri dell'equipaggio) (giorni senza dover far rifornimento)

41. si calcolano i pesi per i **fluidi non utilizzabili** W_{uf} , come per esempio i lubrificanti, e l'**empty weight margin** W_{margin} ; valori tipici sono dati da:

$$W_{uf} = .001 fuel \tag{A.94}$$

$$W_{margin} = 0.06 W_{OE} \tag{A.95}$$

42. si sommano i risultati ottenuti dal punto 27 al punto 41 e si ottiene così l'**overall empty weight** W_{OE}

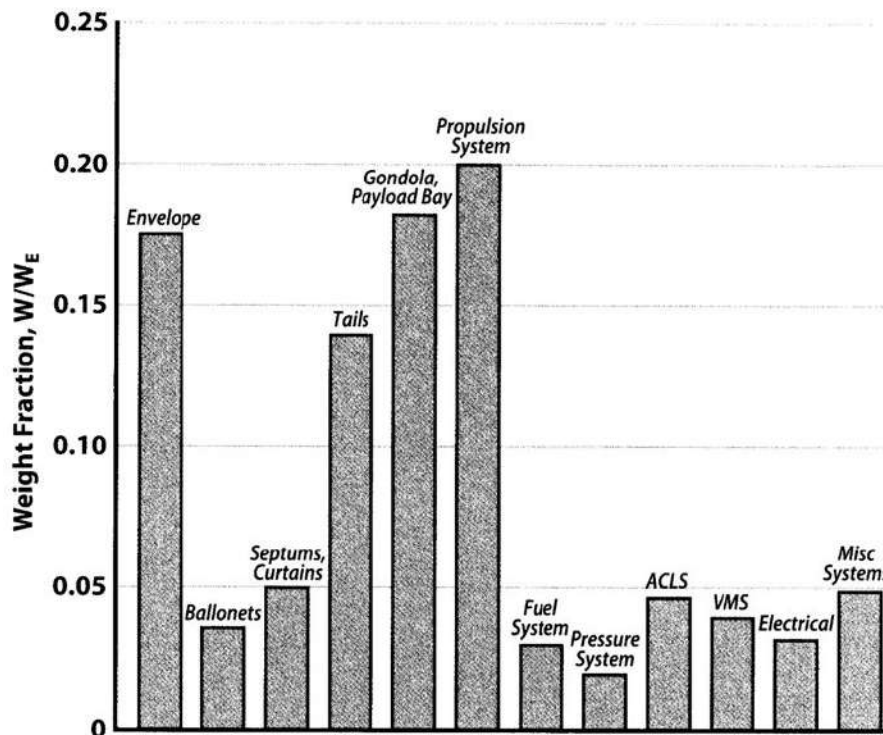


Figura A.2: Tipiche frazioni in peso riferite a W_E per un dirigibile ibrido

43. a partire dall'empty weight calcolato nel punto precedente, si calcola il **gross weight** come:

$$W_{G_{wts}} = W_{OE} + fuel + Payload \tag{A.96}$$

44. a questo punto si confronta il valore di W_G ottenuto nel punto 43 ($W_{G_{wts}}$), basato su una stima dei pesi totali, con quello ottenuto nel punto 18 ($W_{G_{perf}}$), basato su una valutazione della missione. La soluzione al problema del dimensionamento del peso massimo al decollo si ottiene quando si ha:

$$W_{G_{perf}} - W_{G_{wts}} = 0 \tag{A.97}$$

45. attraverso il grafico riportato in Fig. 3:

è possibile ottenere, con un valore di **Aspect Ratio** pari a $AR = 0.566$, un valore di $C_{L\alpha} = 0.0186$, che è calcolato considerando una superficie alare di riferimento (S_{plan} , che

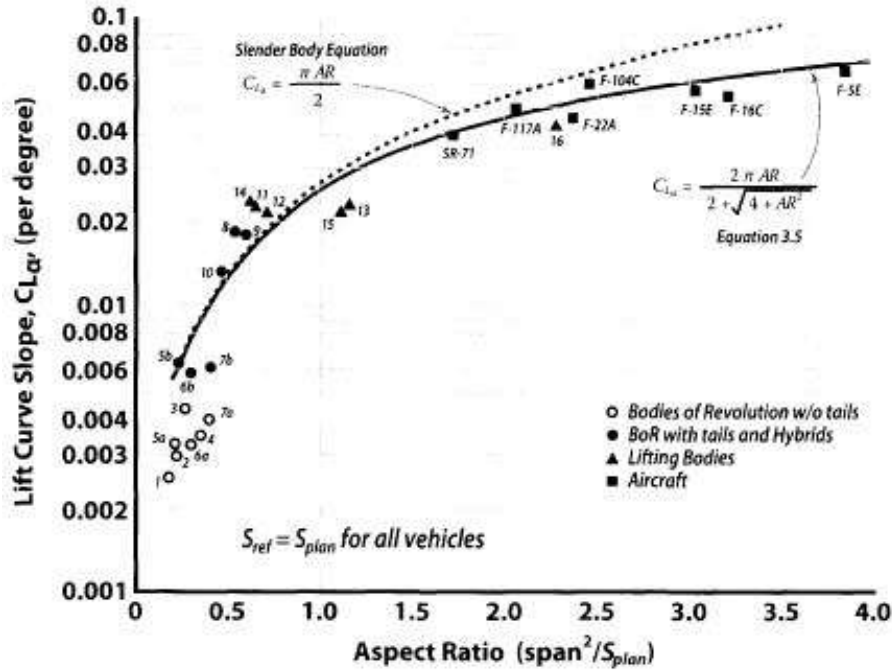


Figura A.3: $C_{L\alpha}$ in funzione dell'AR

per i dirigibili vale $S_{plan} = N_L Vol^{2/3}$). Risulta necessario, quindi, convertire il $C_{L\alpha}$ dalla S_{plan} alla superficie di riferimento tradizionale per i dirigibili, pari a $Vol^{2/3}$.

$$C_{L\alpha} \text{ (riferita a } Vol^{2/3}) = C_{L\alpha} \text{ (riferita a } S_{plan}) N_L \left[\frac{1}{\text{deg}} \right] \quad (A.98)$$

$$C_{L\alpha} = 0.0186 (0.045) \quad (A.99)$$

Tramite il valore di $C_{L\alpha}$ appena ricavato ricaviamo l'angolo di incidenza $\alpha_{W_{H0}}$ in corrispondenza di W_{H0}

$$C_{L_{H0}} = \frac{W_{H0}}{q Vol^{2/3}} \quad (A.100)$$

$$\alpha_{W_{H0}} = \frac{C_L}{C_{L\alpha}} \quad (A.101)$$

46. si calcola ora il $C_{L_{to}}$ e la **velocità al decollo** considerando uno *scrape angle* (angolo di seduta) di 10° :

$$C_{L_{to}} = C_{L\alpha} \alpha_{scrape} \quad (A.102)$$

$$V_{TO} = 1.1 \cdot \left[\frac{2W_{H0}}{\rho C_{L_{to}} Vol^{2/3}} \right]^{1/2} \quad (A.103)$$

47. si calcola il **power loading** come:

$$power \text{ loading} = \frac{hp}{A} \quad (A.104)$$

con A area del disco dell'elica e hp massima potenza del singolo motore durante la fase di decollo. Da qui si ricava graficamente [1, pag 176] la seguente legge:

$$\frac{T_0}{hp} = 8.731 (power \text{ loading})^{-0.307} \quad (A.105)$$

da cui si può ricavare la **spinta statica** T_0 (cioè a velocità nulla) del singolo motore. Nota questa si può determinare la spinta in funzione della velocità con la seguente formula:

$$\frac{T}{T_0} = 1 + \left(7 \cdot 10^{-6} \cdot V^2 - 0.0052 \cdot V \right) \left(1.23 - 0.056 \left(\frac{hp}{A} \right) \right) \quad (\text{A.106})$$

48. si calcolano:

- la **resistenza media al take off** considerando una velocità V pari a $0.707 \cdot V_{TO}$:

$$D = \frac{1}{2} \rho (0.707 \cdot V_{TO})^2 C_D Vol^{2/3} \quad (\text{A.107})$$

- la **forza d'inerzia media al take off** è pari a:

$$\text{forza d'inerzia} = T - D - \text{gear friction} \quad (\text{A.108})$$

con *gear friction* = 0 grazie all'ACLS;

- la **massa accelerata durante il take off** vale:

$$m_{acc} = \frac{W_G}{g} + (\text{massa d'aria nei ballonet}) + (\text{massa di elio}) \quad (\text{A.109})$$

- la **distanza di decollo** è uguale a:

$$S_G = \frac{1}{2} \frac{m_{acc} V_{TO}^2}{(T - D)_{0.707 \cdot V_{TO}}} \quad (\text{A.110})$$

49. All'atterraggio, il peso del dirigibile diminuisce poichè si scarica il payload.

Non avendo più la portanza aerodinamica, per poter stare fermo a terra, il peso deve eguagliare come minimo la portanza aerostatica. Si dimensiona così la **zavorra**:

$$zavorra = \text{payload scaricato} - \text{landing Heaviness} \quad (\text{A.111})$$

Questo valore rappresenta non necessariamente una zavorra da aggiungere al dirigibile, ma può essere anche inteso come ulteriore payload imbarcato all'atterraggio.

Appendice B

Analisi CFD

Facendo riferimento a [4], si evince come per la tipologia di dirigibile ibrido non sono presenti in letteratura strumenti analitici, né andamenti statistici che possano rappresentare uno strumento per il dimensionamento iniziale delle superfici aerodinamiche. È stato quindi necessario ricorrere ad analisi di fluidodinamica computazionale (CFD) che dovranno essere eventualmente verificate e validate in galleria del vento.

Per tale analisi è stato utilizzato il software STAR CCM+®.

B.1 Processo logico

Il processo che si è eseguito per ognuna delle analisi è stato il seguente:

1. Preparazione di un CAD specifico per le analisi CFD, ovvero semplificato e raccordato, al fine di evitare la presenza di singolarità che avrebbero portato a una divergenza dell'analisi;
2. *Pre-processing*, comprendente sia la fase di mesh superficiale e volumetrica, oltre che la preparazione dei Report numerici necessari per effettuare le scelte progettuali;
3. *Run* della simulazione;
4. *Post Processing*, basato principalmente sulla creazione di scene scalari e vettoriali di pressione e velocità, al fine di identificare le principali caratteristiche del flusso.

B.2 Parametri di Mesh

La creazione della griglia computazionale è stata effettuata su STAR CCM+®.

B.2.1 Dominio di calcolo

Avendo il modello di dirigibile dimensioni caratteristiche pari a:

$$\begin{cases} L = 128 [m] \\ H = 35 [m] \\ W = 40 [m] \end{cases}$$

sono state scelte le seguenti dimensioni per il dominio di calcolo:

$$\begin{cases} L_{tot} = 14L = 1792 [m] \\ H_{tot} = 17H = 595 [m] \\ W_{tot} = 12.5W = 500 [m] \end{cases}$$

Il dominio è stato creato in simmetria, in modo tale da dimezzare la potenza di calcolo richiesta mediante un *Symmetry Plane*. Esso consta, inoltre, di un *Velocity Inlet* all'ingresso e un *Pressure Outlet* all'uscita, mentre le superfici di contorno sono state modellizzate come *Walls* con condizione di flusso inviscido a parete.

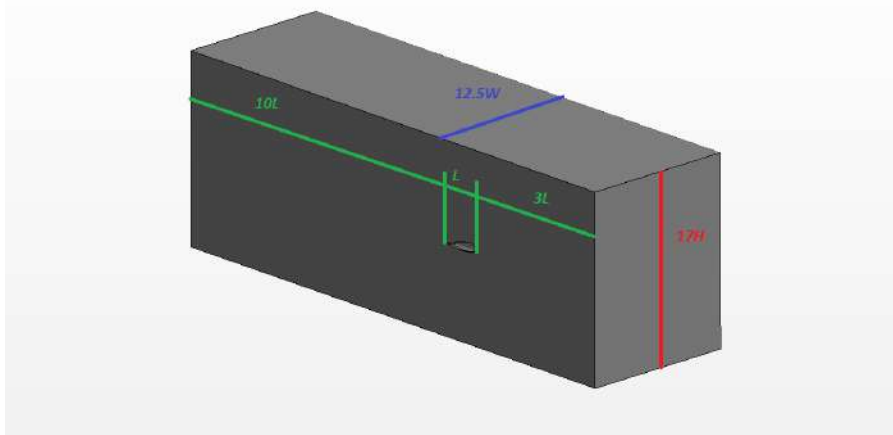


Figura B.1: Dominio.

B.2.2 Mesh superficiale

Al fine di migliorare la qualità superficiale e renderla più adatta alla generazione di una griglia volumetrica, è stata effettuata un'operazione di *Surface Remesh* della geometria CAD importata. I parametri fondamentali sono i seguenti:

- *Base Size* = 0.6 [m]
- *Surface Growth rate* = 1.2
- *Minimum Surface size* = 0.01 [m]

Per le superfici di coda è stato creato un controllo specifico, diminuendo la taglia a 0.2 [m], al fine di catturare meglio il flusso nelle aree più critiche.

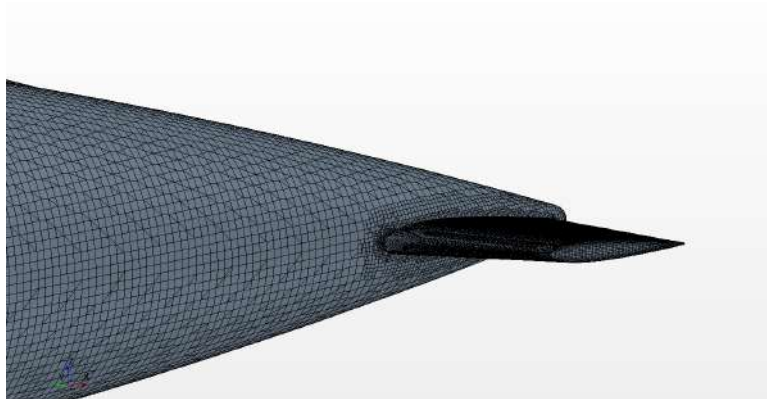


Figura B.2: Mesh superficiale.

B.2.3 Mesh volumetrica

L'algoritmo utilizzato è stato di tipologia *Trimmed*. Essa ha un costo computazionale minore, consono alle risorse a disposizione. È stato inoltre modellizzato lo strato limite, mediante l'utilizzo di *Prism Layers*. I parametri fondamentali sono i seguenti:

- *Base size* = 0.6 [m]
- *Volume Growth rate* = 1.3
- *Maximum Cell Size* = 20 [m]
- *Number of Prism Layers* = 14
- *Prism Layer Total Thickness* = 1.2 [m], ottenuto mediante la formula di Blasius per strato limite turbolento: $\delta = 0.37 \frac{x}{Re^{1/5}}$
- *Prism Layer Near Wall Thickness* = 5 [mm] al fine di ottenere $y^+ < 5$, quindi risolvere completamente lo strato limite.

Mediante l'utilizzo di questi parametri è stato ottenuto un volume contenente 9M di celle.

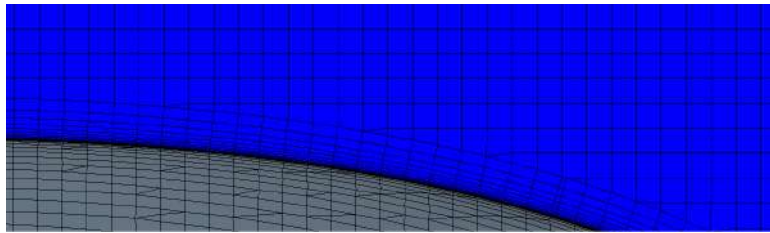


Figura B.3: Prism Layer.

Sono stati, inoltre, implementati dei controlli volumetrici con lo scopo di ottenere una griglia più fine in prossimità del corpo in analisi, mentre più larga allontanandosi da esso. In particolare:

- Controllo *Fine*: 100% della *Base Size*;
- Controllo *Medium*: 400% della *Base Size*;
- Controllo *Large*: 800% della *Base Size*.



Figura B.4: Controlli volumetrici.

B.3 Fisica

Per le analisi in questione è stato implementato il seguente modello fisico:

- RANS Equations;
- Stazionarietà: *Steady*;
- Flusso incomprimibile: *Constant Density*;
- Equazioni quantità di moto ed energia disaccoppiate: *Segregated Flow*;
- Flusso turbolento;
- Equazioni di chiusura *K-Omega SST*.

B.4 Analisi dei risultati e *Post-Processing*

La convergenza dei risultati è stata verificata mediante il controllo sia dei residui che delle forze di *Lift* e *Drag*. In generale, si è ottenuta convergenza per 2500/3000 iterazioni di calcolo.



Figura B.5: Residui.

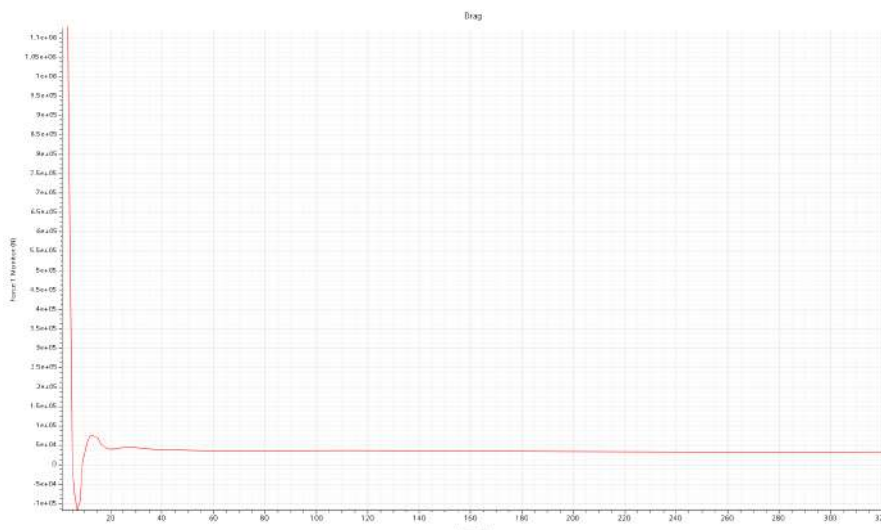


Figura B.6: Convergenza *Drag*.

Nel caso delle analisi del piano di coda sono stati inoltre creati e monitorati i report delle forze generati dai soli lobi e dalle superfici alari singolarmente.

B.5 Caso al decollo

Per l'analisi al decollo è stato necessario apportare una modifica al volume di calcolo. In particolare, al fine di modellizzare la presenza del suolo e dei fenomeni legati al *Ground Effect*, la superficie inferiore del dominio è stata posta in prossimità del dirigibile, e modellizzata come *Wall* avente una condizione al contorno di velocità pari alla velocità del dirigibile in questa fase.

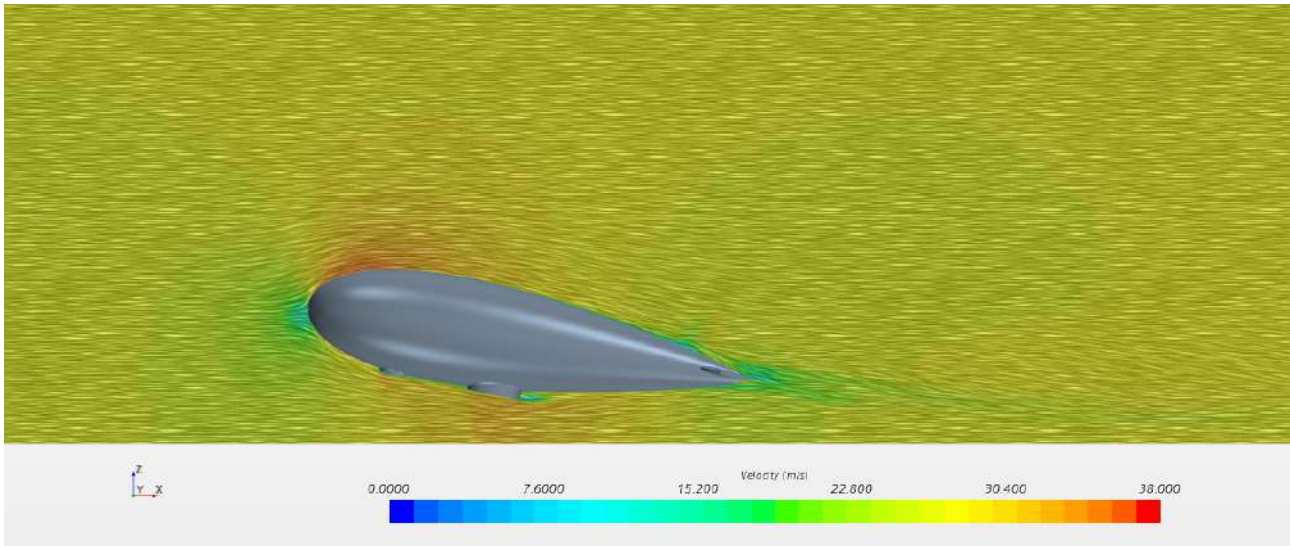


Figura B.7: Caso al decollo: dettaglio *Ground Effect*.

Appendice C

Stabilità e Meccanica del volo

C.1 Stabilità statica

Per ottenere un punto di ottimo nel posizionamento dell'impennaggio orizzontale si è deciso di operare attraverso un processo iterativo implementato in MATLAB[®]. Questo in quanto il valore di portanza dei lobi $L_{lobi} = 14707 [N]$ fornito dalla prima analisi CFD effettuata richiedeva un valore di portanza del tail $L_{tail} = L_{tot} - L_{lobi} = 123875 [N]$ troppo elevato. Per questo si è deciso di operare attraverso un processo di ottimizzazione in cui si inserissero come input i parametri geometrici seguenti:

- $x_{CG} = 52.16 [m]$ è la coordinata x del baricentro rispetto al naso del dirigibile;
- $x_{cop} = 39.2 [m]$ è la coordinata x del centro di pressione della portanza generata dai lobi rispetto al naso del dirigibile;
- $z_{CG} = 1.87 [m]$ è la coordinata z del baricentro rispetto al naso del dirigibile;
- $z_{cop} = -0.91 [m]$ è la coordinata z del centro di pressione della portanza generata dai lobi rispetto al naso del dirigibile.

Si aumenta quindi iterativamente la portanza che dovranno generare i lobi L_{lobi} con un passo di $\Delta L_{lobi} = 0.1 [N]$ in modo tale da diminuire la rispettiva portanza richiesta al tail L_{tail} . Questo permette di aumentare di conseguenza anche la posizione del centro aerodinamico lungo l'asse x del tail x_{tail} rispetto al baricentro. Infatti, imponendo un valore desiderato pari a $x_{tail_{des}} = 61.07 [m]$ e imponendo una tolleranza sull'errore $toll = x_{tail_{des}} - x_{tail} = 0.01 [m]$ si sono ottenuti i seguenti valori:

Valori ottenuti		
L_{lobi}	217000	[N]
L_{tail}	48000	[N]
l_{tail}	61.07	[m]

Tabella C.1: Valori ottenuti tramite processo iterativo

Il MATLAB[®] utilizzato è il seguente [file MATLAB](#).

C.1.1 Profilo NACA 0012

Per quanto riguarda il profilo aerodinamico scelto si è optato per un profilo *NACA 0012*. Questa scelta è stata dettata dalla necessità di avere un profilo simmetrico in coda che possa garantire comportamenti simili per angoli di attacco sia positivi sia negativi. In particolare, la necessità di generare un $C_L = 0.15$ ha determinato la scelta del profilo *NACA 0012* in quanto questo permette di generare tale valore a un angolo di incidenza accettabile $\alpha_{tail} = 1.5^\circ$ ottenuto tramite AIRFOILTOOLS[®].

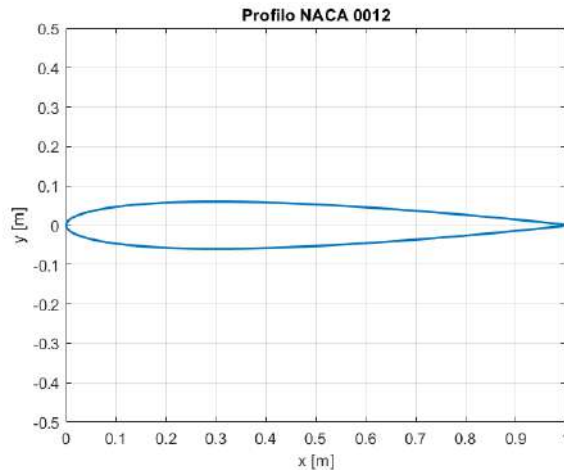


Figura C.1: Profilo NACA 0012

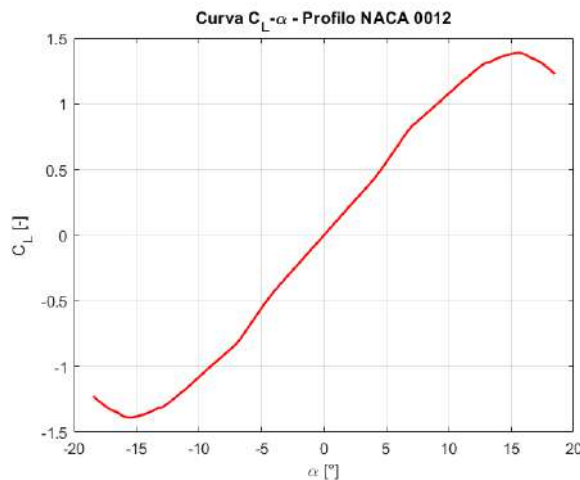


Figura C.2: Curva C_L - α profilo NACA 0012

Commenti Il valore di $\alpha_{tail} = 1.5^\circ$ non coincide, però, con il valore di calettamento i_{tail} dell'impennaggio orizzontale sul dirigibile. Infatti, bisogna considerare che tutta questa trattazione è effettuata in condizioni di crociera quando il dirigibile è inclinato di un certo angolo affinché i lobi possano garantire la portanza desiderata.

In particolare, per generare il valore di L_{lobi} riportato in Tabella C.1, si è stimato da analisi aerodinamiche che l'angolo di inclinazione del dirigibile in crociera debba essere di $\alpha \simeq 4.5^\circ$. Da cui ne deriva che l'angolo di calettamento dell'horizontal tail calcolato rispetto all'asse x-body del velivolo debba essere di:

$$i_{tail} = \alpha_{tail} - \alpha = -3^\circ \quad (C.1)$$

C.2 Stabilità dinamica

Per quanto riguarda la stabilità dinamica del dirigibile, si è proceduto utilizzando derivate aerodinamiche ricavate da base statistica.

Questo è dovuto al fatto che vi sarebbe stata richiesta una quantità di test e simulazioni CFD troppo elevata per ottenere stime affidabili.

La stabilità dinamica del dirigibile è stata studiata utilizzando la formulazione stato spazio.

Si riporta la scrittura tipica del modello matematico

$$\begin{cases} \dot{x} = A \cdot x + B \cdot u \\ y = C \cdot x + D \cdot u \end{cases} \quad (C.2)$$

Si ha che Y è il vettore contenente gli output, u è il vettore dei comandi, mentre le matrici A e B sono rispettivamente la matrice di stato e la matrice dei comandi.

Inoltre il vettore x è il vettore di stato, il vettore \dot{x} è il vettore di cambiamento di stato.

Il valore delle matrici A e B è ricavato attraverso la soluzione delle equazioni traslazionali e rotazionali del dirigibile.

Il valore numerico degli autovalori λ sarà ottenuto andando ad annullare il determinante della matrice $|A - \lambda I|$.

Gli autovalori potranno essere o reali o una coppia complessa coniugata.

Attraverso le seguenti formule, si sarà in grado di studiare la frequenza naturale, lo smorzamento e il tempo di raddoppio.

- $\lambda = \eta \pm i\omega$
- $\omega_n = \sqrt{\eta^2 + \zeta^2}$ **Pulsazione Naturale**
- $\zeta = -\frac{\eta}{\omega_n}$ **Smorzamento**
- $T_2 = \frac{\ln 2}{\eta}$ **Tempo di Raddoppio**

Segno della parte reale	Effetti sulla stabilità
Negativo	Modo stabile
Positivo	Modo instabile

Tabella C.2: Discussione sul valore degli autovalori

Nelle successive iterazioni del progetto verranno ricavate in maniera più accurata i valori delle derivate aerodinamiche.

Si procede allo studio della dinamica latero direzionale.

C.3 Dinamica latero direzionale

I modi della dinamica latero direzionale definiscono il vettore di stato composto dalla velocità laterale v e dal momento angolare in imbardata r .

Come input si ha il valore della deflessione del timone δ_r .

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} v \\ r \end{bmatrix} + B [\delta_r] \quad (C.3)$$

$$A = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} C_{Y_\beta} \cdot \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}}}{V_\infty} & C_{Y_{\hat{r}}} \cdot \frac{q \cdot Vol}{V_\infty} - m \cdot V_\infty \\ C_{n_\beta} \cdot \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b}{V_\infty} & C_{n_{\hat{r}}} \cdot \frac{q \cdot Vol \cdot l_b}{V_\infty} \end{bmatrix} \quad (C.4)$$

$$B = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} C_{Y_{\delta_r}} \cdot q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \\ C_{n_{\delta_r}} \cdot q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b \end{bmatrix} \quad (C.5)$$

Si procede alla definizione della matrice delle masse

$$(\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} = \begin{bmatrix} m + C_{Y_{\hat{v}}} \rho \cdot Vol & C_{Y_{\hat{r}}} \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} \\ C_{n_{\hat{v}}} \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} & I_{zz} + C_{n_{\hat{r}}} \rho \cdot Vol^{\frac{5}{3}} \end{bmatrix} \quad (C.6)$$

Si rappresenta il diagramma root locus ottenuto per la dinamica latero direzionale e successivamente la tabella con il valore numerico degli autovalori.

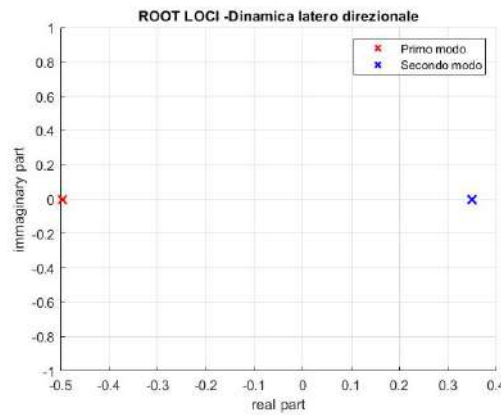


Figura C.3: Root locus dinamica latero direzionale

Modo	Parte Reale	Parte Immaginaria
1	-0.470	0
2	0.329	0

Tabella C.3: Valore numerico degli autovalori

Come si nota sia graficamente che analiticamente è necessario l'implementazione di un controllore per garantire una dinamica latero direzionale stabile.

Di conseguenza si è deciso di implementare, attraverso lo strumento *PID tuner* di MATLAB il seguente controllore, rispettando le specifiche ricavate da letteratura

- time to peak $t_p < 2$ sec
- Massimo overshoot $M_P < 15\%$

Si rappresenta la risposta al gradino unitario ottenuta dopo l'implementazione del controllore.

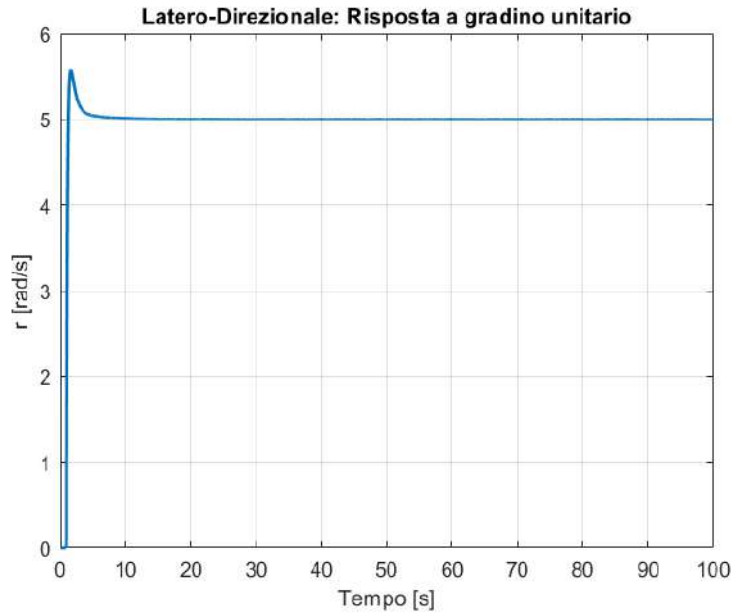


Figura C.4: Risposta al gradino unitario con l'inserimento del controllore

Per quest'ultimo, si sono scelte le seguenti costanti

- $K_P = 10545$ costante proporzionale
- $K_I = 12459$ costante integrativa
- $K_D = 120$ costante derivativa

Si riporta infine il diagramma root locus per la dinamica latero direzionale a seguito dell'implementazione del controllore.

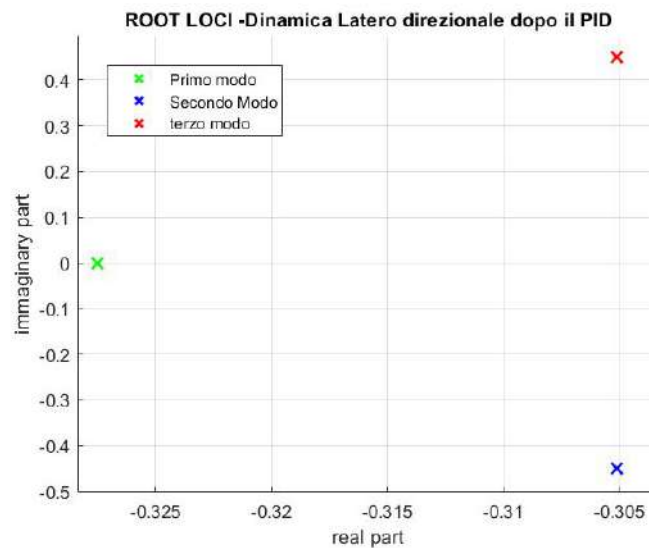


Figura C.5: Root locus dinamica latero direzionale con il controllore

Come si nota graficamente, vi è presente un terzo polo ed è dovuto all'utilizzo del controllore.

Modo	Parte Reale	Parte Immaginaria
1	-0.327	0
2	-0.305	0.45
3	-0.305	-0.45

Tabella C.4: Valore numerico degli autovalori

Come è mostrato sia graficamente che analiticamente la dinamica latero direzionale risulta stabile e appartenente alle specifiche imposte.

C.4 Dinamica di Rollio

Il vettore di stato della dinamica di rollio è composto dalla velocità angolare p e dall'angolo di bank Φ .

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} p \\ \Phi \end{bmatrix} \tag{C.7}$$

La matrice di stato A è così definita

$$A = \begin{bmatrix} (I_{xx} + C_{l_p} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{5}{3}})^{-1} & [C_{l_p} \frac{q \cdot Vol \cdot l_b}{V_\infty} - \rho \cdot g \cdot Vol \cdot \Delta z_{cg}] \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \tag{C.8}$$

Si rappresenta graficamente il root locus della dinamica di rollio e il valore analitico degli autovalori.

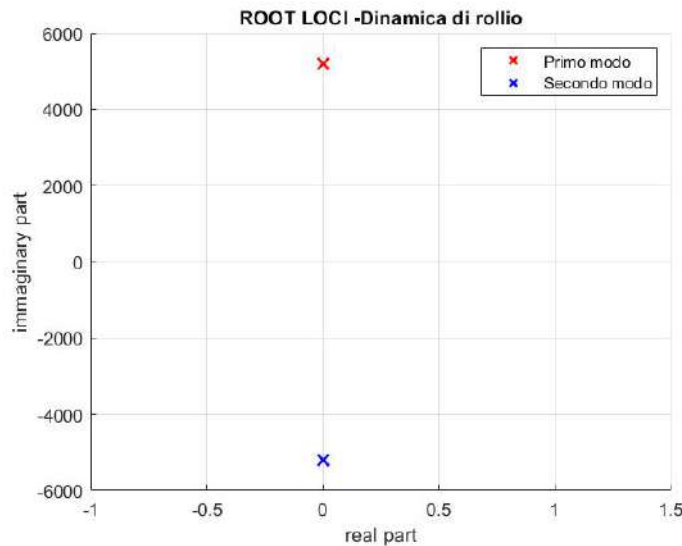


Figura C.6: Root locus dinamica di rollio

Modo	Parte Reale	Parte Immaginaria
1	1.57×10^{-8}	5263.5
2	1.57×10^{-8}	-5263.5

Tabella C.5: Discussione analitica degli autovalori

Si nota una minima dinamica instabile, ma notando un tempo di raddoppio che è molto maggiore rispetto alla durata massima della missione si è deciso di non implementare nessun sistema di controllo.

Si può quindi approssimare la dinamica di rollio come una dinamica indifferente.

C.5 Dinamica Longitudinale

Il vettore di stato della dinamica longitudinale è composto da la velocità verticale w , dalla velocità angolare di beccheggio q e dall'angolo di pitch θ .

L'input al sistema è rappresentato dalla deflessione dell'equilibratore δ_e .

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + B \cdot [\delta_e] \quad (C.9)$$

Si rappresentano le matrici della dinamica longitudinale

$$A = \left[(\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} -C_{L\alpha} \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}}}{V_\infty} & -C_{L\dot{q}} \frac{q \cdot Vol}{V_\infty} + m \cdot V_\infty & 0 \\ C_{m\alpha} \frac{q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b}{V_\infty} & C_{m\dot{q}} \frac{q \cdot Vol \cdot l_b}{V_\infty} & -\rho \cdot g \cdot \Delta z_{cg} \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right] \quad (C.10)$$

Si scrive la matrice dei comandi B

$$B = (\bar{M} + \bar{M}_a)^{-1} \cdot \begin{bmatrix} -C_{L\delta_e} q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \\ C_{m\delta_e} q \cdot Vol^{\frac{2}{3}} \cdot l_b \end{bmatrix} \quad (C.11)$$

Infine si scrive la matrice delle masse per la dinamica longitudinale

$$\bar{M} + \bar{M}_a = \begin{bmatrix} m + C_{L\dot{w}} \rho \cdot Vol & C_{L\dot{q}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} \\ C_{m\dot{w}} \rho \cdot Vol^{\frac{4}{3}} & I_{yy} + C_{m\dot{q}} \cdot \rho \cdot Vol^{\frac{5}{3}} \end{bmatrix} \quad (C.12)$$

Si rappresenta dal punto di vista prima grafico e poi analitico gli autovalori e il loro posizionamento sul root locus.

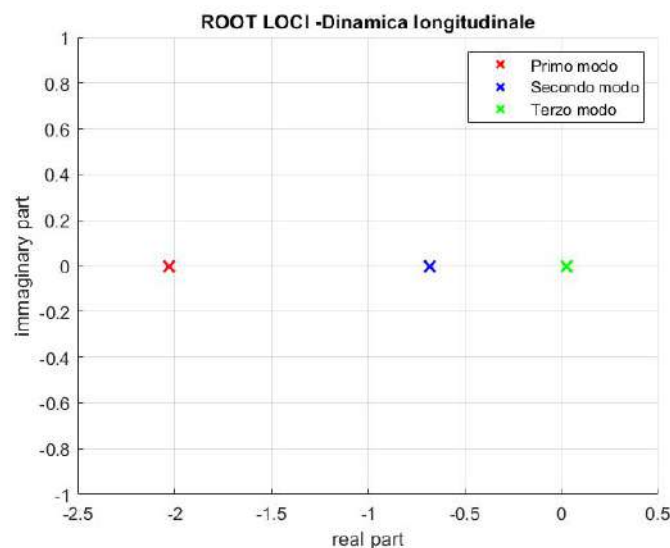


Figura C.7: Root locus della dinamica longitudinale

I valori numerici degli autovalori sono

Modo	Parte Reale	Parte Immaginaria
1	-0.630	0.365
2	-0.630	-0.365
3	0.0345	0

Tabella C.6: Discussione degli autovalori della dinamica longitudinale

Come si evince sia graficamente che analiticamente la dinamica longitudinale è instabile. Basandosi su risultati ottenuti dalla letteratura si è deciso di adottare le seguenti specifiche di progetto

- time to peak $t_p < 4$ sec
- Massimo overshoot $M_P < 10\%$

Come nel caso della dinamica latero direzionale, si è implementato attraverso lo strumento *PID tuner* di MATLAB un controllore, tale che il dirigibile rispetti le specifiche imposte.

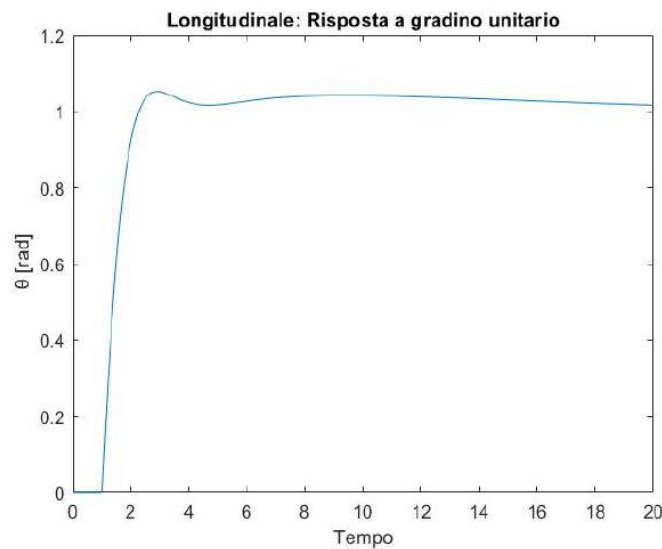


Figura C.8: Risposta al gradino unitario successiva al controllore

Per rientrare nelle specifiche di progetto si è utilizzato un controllore, come nel caso precedente, di tipo PID con le seguenti costanti:

- $K_P = -700$ costante proporzionale
- $K_D = -400$ costante derivativa
- $K_I = -100$ costante integrativa

Si rappresenta infine il diagramma root locus successivo all'implementazione del PID.

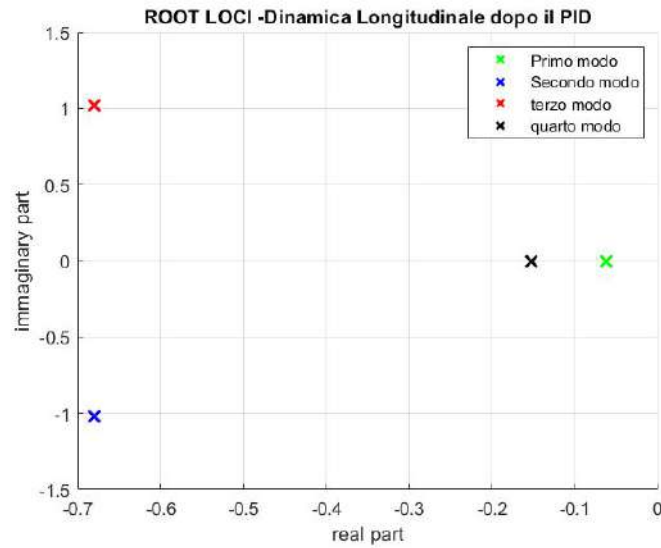


Figura C.9: Root locus successivo al controllore

Infine si mostrano i valori degli autovalori della dinamica longitudinale a seguito dell'implementazione del PID.

Come nel caso precedente, la presenza del controllore genera un nuovo polo.

Modo	Parte Reale	Parte Immaginaria
1	-0.063	0
2	-0.68	-1.02
3	-0.68	1.02
4	-0.153	0

Tabella C.7: Valore degli autovalori della dinamica longitudinale con il controllore

Appendice D

Strutture

L'obiettivo di questa appendice è quello di approfondire alcuni aspetti maggiormente di dettaglio emersi durante l'analisi della struttura del dirigibile in esame. In particolare, verranno analizzati con maggiore dovizia di particolari i singoli elementi strutturali.

D.1 Rivestimento

Per quanto riguarda il rivestimento, il materiale scelto in fase di design preliminare è un tessuto in Vectran[®], prodotto dalla Kuraray Co., Ltd. Come mostrato nella figura (D.1), questa fibra ha ottime proprietà di resistenza a carichi membranali, unite a una notevole leggerezza se paragonato, per esempio, a un intrecciato di poliestere. Il minor costo rispetto al Dyneema[®] lo rende un candidato estremamente appetibile. Per ulteriori informazioni relative al materiale e alle sue possibili applicazioni, consultare il riferimento [12].

Siccome il dirigibile è dotato di un sistema di pressurizzazione del lifting gas, è opportuno valutare i carichi che questa pressurizzazione impone sul rivestimento; noti questi, è dunque possibile procedere a un dimensionamento in termini di spessore (ovvero peso specifico) del tessuto, e dunque effettuare una stima della massa dell'involuppo. Durante il processo di design preliminare queste considerazioni erano state fatte partendo dalla seguente stima della pressione interna:

$$p_I = 1.2q_{max} + (\rho_0 - \rho_{He})gh \quad (D.1)$$

Come riportato in Appendice A al punto {26}, i due termini in (D.1) rappresentano il contributo alla pressione interna dati rispettivamente dal moto (massima pressione dinamica) e dagli effetti aerostatici. Specializzando la formula ai 3 casi e utilizzando come $\rho_0 - \rho_{He} = \Delta\rho = 9.98 \text{ N/m}^3$ si ottiene la tabella D.1. Successivamente, come al punto {27}, si procede a calcolare il carico

	SR - 70 TONS	MR - 120 TONS	CARGO - 200 TONS
q_{max} [Pa]	907	1185	907
h [m]	32.7	27.7	33
p_I [Pa]	1415	1700	1419

Tabella D.1: Pressione interna relativa che il sistema di pressurizzazione deve garantire all'interno del volume.

del tessuto utilizzando la quota di diametro dei lobi definita in fase di design preliminare e un

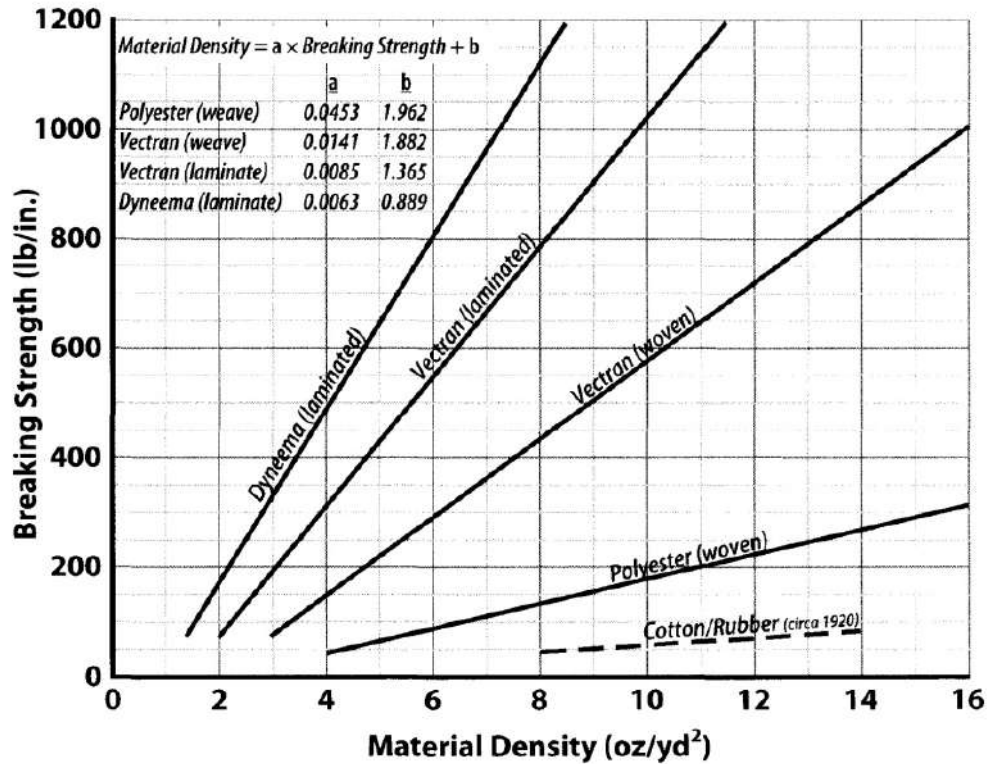


Figura D.1: Andamenti statistici del carico di rottura di diversi tessuti al variare del loro peso specifico (per unità di area). Fonte:[4]

fattore di sicurezza pari a 4 (valore tipico proposto da [4]), tramite (D.2):

$$\text{hull fabric load} = \sigma_{hoop}t = N_{hf} = (SF)p_I \frac{d_c}{2} \tag{D.2}$$

A questo punto è possibile entrare nel diagramma di figura (D.1) e trovare un valore di massima del peso specifico del tessuto in grado di soddisfare i nostri requisiti in termini di carico di pressurizzazione. Avendo a disposizione una stima della superficie bagnata, è possibile calcolare il peso del rivestimento. Si rimanda al punto {28} dell’appendice D per ulteriori considerazioni a riguardo. I risultati sono riportati in tabella (D.2).

	SR - 70 TONS	MR - 120 TONS	CARGO - 200 TONS
d_c [m]	32.7	27.7	33
hull fabric load [N/m]	92000	94200	93600
σ_{hf} [kg/m ²]	0.2	0.2	0.2
W_{env} [kg]	6110	4500	6300

Tabella D.2: Peso specifico del rivestimento e stima della massa associata al rivestimento esterno.

Osservando la tabella si nota come il valore di σ_{hf} così ottenuto risulti in linea con quelle dei tessuti in commercio¹. Le notevoli proprietà di questo materiale permettono inoltre di ottenere rivestimenti dalla massa contenuta.

¹<https://www.fibermaxcomposites.com/shop/vectran-fiber-fabricbrv200t2-p-100160.html>

È bene specificare che nell'ottica di un design più dettagliato del rivestimento molti altri punti andrebbero trattati con attenzione. Tra questi:

- Interfaccia con gli altri elementi strutturali, problema della concentrazione di sforzi alle giunzioni;
- Simulazioni FEM non lineari;
- Studio sulla necessità di spessori variabili con rinforzi in zone particolarmente sollecitate (giunzione tessuto-tessuto sulla via di carico dei setti, zona dei motori e delle superfici di controllo);
- Analisi degli aspetti di *manufacturing* e di *patching* ottimale, al fine di rendere la costruzione più agevole e il velivolo più sicuro;
- Agenti ambientali e atmosferici: valutare la risposta del materiale a condizioni estreme (caldo, freddo, clima umido) e, se necessario, progettare uno strato passivante per proteggere il rivestimento.
- Studio di condizioni operative *off-design* (per esempio, simulare la dinamica del volume di gas in presenza di un foro).

D.2 Setti inter-lobali

Per evitare di avere una struttura di supporto eccessivamente pesante e sfruttare al meglio le proprietà del tessuto, è stata pensata un'architettura strutturale dotata di setti inter-lobali come quella presentata in figura (D.2). Il vantaggio di questa soluzione è la possibilità di distribuire parte del carico anche nella parte superiore del rivestimento pressurizzato. La patch di Vectran[®], giuntata all'involucro esterno e alla **bulk load structure**, è sollecitata a trazione nel suo piano. Grazie a questa sollecitazione, questo elemento strutturale è in grado di fornire un carico distribuito (assimilabile a una forza per unità di lunghezza) che trasmette alla bulk load structure le forze e i momenti di natura aerostatica e aerodinamica, contribuendo all'equilibrio di questa porzione di struttura. I setti inoltre consentono di separare internamente il volume in un numero minimo di 3 sotto-volumi garantendo una maggiore sicurezza in caso di failure.

Per dimensionare il tessuto che compone i setti è stato seguito un procedimento analogo quello riportato in precedenza per il rivestimento, con l'ipotesi che i carichi assorbiti siano all'incirca pari a 1.5 volte il carico (hull fabric load) che sollecita il rivestimento e la loro superficie sia pari al 75% di quella laterale del dirigibile. Questa assunzione, riportata in [4], potrebbe essere rivista nell'ottica di eventuali ulteriori analisi dell'elemento. I risultati dell'approccio presentato in Appendice A al punto {28} sono riportati nella tabella D.3.

	SR - 70 TONS	MR - 120 TONS	CARGO - 200 TONS
S_{sept} [m ²]	2820	2000	2900
septum fabric load [N/m]	138600	141300	140400
σ_{sept} [kg/m ²]	0.27	0.28	0.28
W_{sept} [kg]	1650	1200	1700

Tabella D.3: Peso specifico dei setti e stima della loro massa.

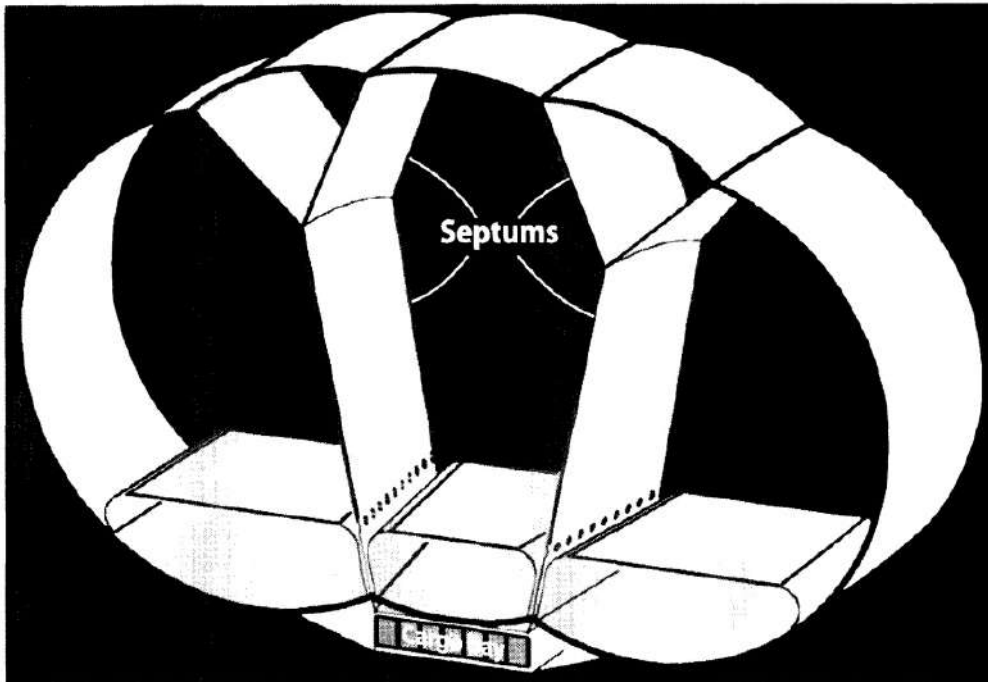


Figura D.2: Esempio di struttura di un dirigibile ibrido dotata di setti. Notare anche il layout della cargo bay e i ballonetti.

D.3 Bulk Load Structure - studio analitico

Per quanto riguarda la struttura rigida che andrà a contenere gli elementi del sistema avionico, la cabina di pilotaggio ed il payload si è deciso di studiare una configurazione che permettesse allo stesso tempo sia la facilità di carico e scarico, vista la bassa accessibilità delle zone previste di operazione, sia una efficienza aerodinamica più alta possibile. L'attenzione è ricaduta su una struttura telescopica, in cui la struttura interna viene movimentata tramite motori elettrici collegati a viti a ricircolo di rulli che permettono a quest'ultima il movimento longitudinale. In sintesi, la struttura rigida è composta da **due parti**: una **esterna, fissa**, che permette il collegamento tra la struttura rigida ed il rivestimento e che contiene la cabina di pilotaggio, i serbatoi ed il sistema avionico ed una struttura **interna** in cui viene alloggiato il **payload**.

Una volta decisa la configurazione si è passati alla scelta della geometria che è stata scelta partendo dai requisiti in termini di carico. È stata imposta un'altezza massima della struttura interna di 2 m per questioni di compattezza ed in seguito, partendo dalla dimensione standard di pallet cargo aeronautici, si sono trovate le dimensioni di lunghezza e larghezza della struttura interna, riportate in tabella D.4.

	LUNGHEZZA [m]	LARGHEZZA [m]	ALTEZZA [m]
Struttura interna	21	5	2
Struttura esterna	29	6	2.5

Tabella D.4: Geometria del telaio esterno e della struttura interna

Le dimensioni della struttura esterna sono state quindi ricavate di conseguenza imponendo dei margini di tolleranza in modo da poter montare il sistema di carico, i serbatoi, il sistema avionico e la cabina di pilotaggio.

Si è quindi utilizzato uno script **MATLAB** che permettesse di valutare, una volta eseguito il dimensionamento, il peso della struttura in base ai profilati scelti. In prima approssimazione sono stati scelti profilati a doppio T.

NOTA: per quanto riguarda le ipotesi riguardanti i carichi si precisa che è stato preso un fattore di sicurezza sulla sigma a rottura del materiale pari ad $f = 1,5$ ed un fattore di carico $n=2$. Sebbene quest'ultima ipotesi possa risultare in qualche modo conservativa (non esistono, ad oggi, normative che prescrivano inviluppi di volo standardizzati per dirigibili ibridi) si è preferito utilizzare un fattore di carico diverso dall'unità al fine di garantire una maggiore sicurezza della struttura anche in condizioni di volo diverse da quella di volo rettilineo uniforme (per esempio, manovre o raffiche). La struttura rigida è stata ipotizzata costruita interamente in materiali metallici. Uno dei futuri scopi principali riguardanti l'analisi di questo componente sarà proprio quello di andare ad alleggerire quanto più possibile la struttura, all'occorrenza utilizzando soluzioni in "metallo-misto-composito".

D.3.1 Dimensionamento analitico della struttura interna

Una volta stabiliti i requisiti geometrici della struttura interna si è quindi eseguito un primo dimensionamento tenendo conto dei carichi statici agenti sulla struttura. Il tipo di struttura ipotizzata risulta essere iperstatica "n-volte" in quanto composta da "n" elementi saldati fra di loro. La risoluzione completa dal punto di vista analitico avrebbe richiesto troppo tempo e sarebbe risultata troppo complessa per il tipo di analisi. Si è quindi deciso di applicare un modello di calcolo semplificato. Al fine di avere subito dei dati da utilizzare in altre analisi, è stato applicato un modello di studio che permettesse, senza la necessità di risolvere la struttura iperstatica nella sua interezza, di stimare le sezioni resistenti. Si è deciso di studiare singolarmente gli elementi del telaio della struttura imponendo che i longheroni principali sostenessero tutta la flessione, le travi trasverse sostenessero il peso del payload sempre a flessione ed i montanti fossero sollecitati a trazione.

Longheroni e travi trasverse

Data la geometria, la struttura è stata ipotizzata, in prima approssimazione, con **4 longheroni** principali che reggessero tutta la flessione e **travi trasverse con interasse fra loro pari a 1m**. Di fatto il carico inserito nella trave per il calcolo del momento flettente risulta scalato di un ordine 4 (numero di longheroni). Lo studio di questi elementi è stato effettuato imponendo un modello trave isostatica come rappresentato nella figura sottostante ed ipotizzando, come già accennato in precedenza un profilato a **doppio T**.

Si precisa che la schematizzazione con carico concentrato (Figura D.3) posto a metà della luce non rappresenta la situazione di carico reale, ma una condizione più conservativa. Per quanto riguarda invece le travi trasverse il discorso è analogo ma si è preferito utilizzare un carico distribuito anzichè un carico concentrato in analogia al problema reale, in quanto il carico sulla singola trave trasversa risultava di un ordine di grandezza inferiore rispetto a quello agente sui longheroni.

Con lo schema di carico rappresentato (Figura D.4), la sigma di rottura del materiale scelto (**ERGAL 7075-T6**), un opportuno fattore di sicurezza con cui scalare la sigma a rottura del materiale ed andando ad applicare la formula di Navier per la flessione retta è possibile andare a determinare le dimensioni del profilato.

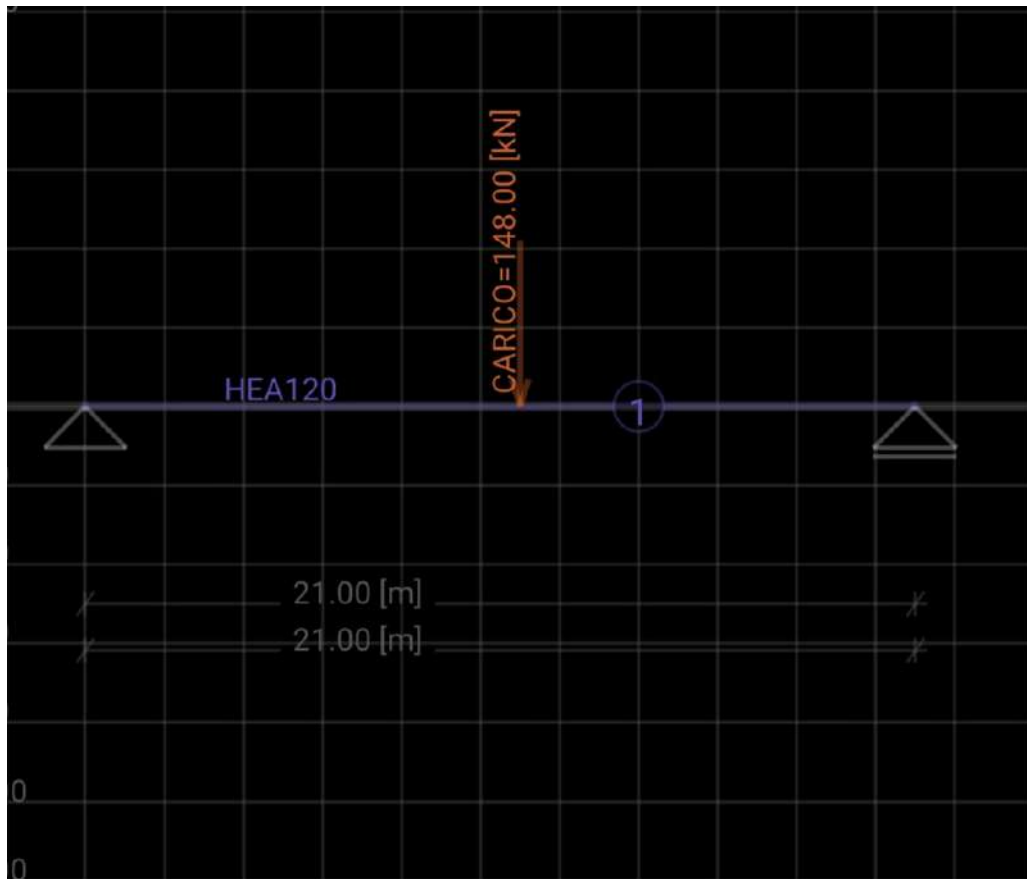


Figura D.3: Schema di carico utilizzato per un primo dimensionamento dei 4 longheroni principali della struttura interna

$$\sigma_z = \frac{M_{xx}}{I_{xx}}y = \frac{M_{xx}}{W_x} \quad (D.3)$$

Montanti

I montanti sono stati anch'essi ipotizzati con interasse di 1m fra loro e di seguito dimensionati a trazione. Con la formula sotto riportata si ricava un valore di sezione resistente necessaria a dimensionare il profilato.

$$\sigma = \frac{P}{A_{n_{montanti}}} \quad (D.4)$$

NOTA : Data la configurazione "a telescopio" della struttura si è previsto che per ogni montante fosse inserita una guida a ricircolo di rulli. In seguito a questa ipotesi il carico P è formato dal contributo della massa del payload più la massa della struttura interna.

D.3.2 Struttura Esterna

Lo schema di carico applicato per il dimensionamento della struttura esterna è analogo a quello adoperato per la struttura interna con unica variante i carichi agenti che tengono conto anche della massa della struttura interna. Un'ulteriore ipotesi, forse un po' stringente, è stata quella di assegnare le caratteristiche trovate per le travi trasverse della struttura interna alle travi

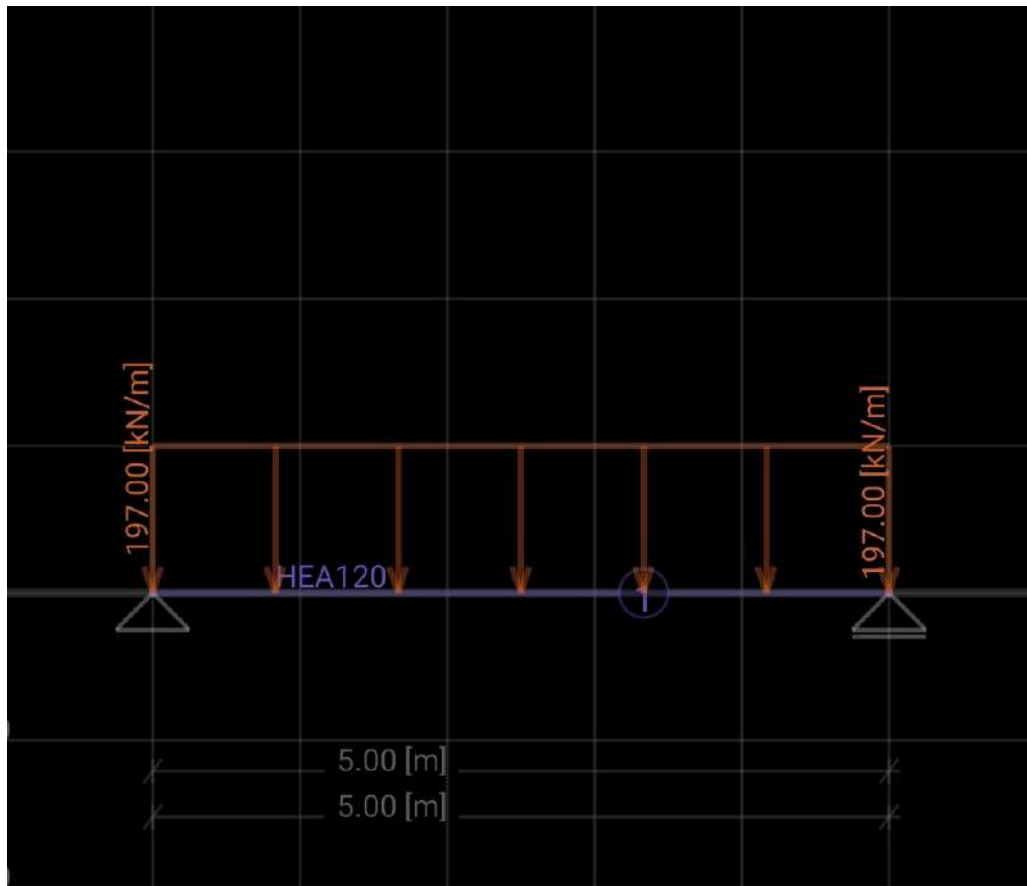


Figura D.4: Schema di carico utilizzato per un primo dimensionamento delle travi trasverse della struttura interna

trasverse della struttura esterna. Quest'ultime, a differenza delle prime, non sono caricate a flessione, ma lavorano nel caso ci sia una disuniformità di carico della cargo-bay o una coppia di torsione applicata alla struttura esterna.

NOTA(1): Si fa notare al lettore che la struttura esterna presenta sezioni non chiuse ed è dunque di tipo aperto. A causa di ciò si ha sicuramente una resistenza a torsione limitata, ma è anche vero che tale tipo di configurazione (telescopica) non sarebbe altrimenti possibile. Ad ora non è stato possibile valutare un'eventuale sollecitazione di torsione dovuta ad uno squilibrio di pressione del pallone o dovuta ad una disuniformità di carico della cargo bay, e quindi avere una stima dei carichi. Quello che si potrebbe pensare per sviluppi futuri è una chiusura a portellone, come in una fusoliera di un aeromobile, ma viste le dimensioni e la complessità sarebbe in aggiunta necessario andare ad effettuare un'analisi delle masse in gioco per constatare se tale configurazione possa o meno essere conveniente.

NOTA(2): Da notare inoltre che per entrambe le strutture non è stato previsto nel calcolo preliminare la presenza di pannelli: per quanto riguarda la struttura interna si potrebbe pensare ad un tipo di risoluzione analitica utilizzando il modello del semiguscio puro, mentre per il telaio esterno si è deciso di non inserire pannelli in quanto contribuirebbero ad un ulteriore aumento del peso e porterebbero ulteriori complicazioni durante il montaggio del telaio con il tessuto.

NOTA(3): Data la configurazione della struttura "a telescopio" il tipo di sollecitazioni agenti sui montanti dei longheroni e delle travi trasverse dipende molto, nel caso reale (ma non nel modello matematico utilizzato), dal tipo di montaggio con il tessuto. Per quanto riguarda

il modello analitico non si è tenuto conto di questo contributo che, a seconda del modo di montaggio, risulterebbe alleviante. Montando gli attuatori a ricircolo di rulli su ogni montante come specificato nel paragrafo precedente, si nota come il montante della struttura esterna sia caricato per metà a compressione e per metà a trazione, nell'ipotesi di montaggio col tessuto nella parte superiore della struttura. Per questo motivo il dimensionamento dei montanti della struttura esterna è stato eseguito a compressione semplice, e successivamente si è proceduto ad una verifica a carico di punta con la relazione di Eulero. Tale analisi, dato il basso valore di snellezza delle travi, ha portato ad un valore di sforzo critico a carico di punta ben più alto della σ a rottura del materiale considerato andando quindi a verificare le ipotesi fatte a valle.

D.3.3 Risultati

Al fine di avere una veloce e quanto più comprensibile lettura dei dati estrapolati dal calcolo analitico, vengono sotto riportate le grandezze di rilievo trovate utilizzando il suddetto approccio.

	STRUTTURA INTERNA	STRUTTURA ESTERNA
Longherone - W_f [cm ³]	1.42×10^6	5.03×10^4
Trasversa - W_f [cm ³]	741	741
Montante - A [mm ²]	342	433
Massa - [tons]	17	32

Tabella D.5: Tabella riepilogativa delle dimensioni trovate dal dimensionamento analitico

Si precisa che i valori in tabella D.5 sono indicativi di un profilato a doppio T in alluminio. Scopo di analisi future potrebbe essere quello di utilizzare profilati in misto composito e quindi raggiungere valori di masse in gioco inferiori rispetto a quelli presentati.

D.4 Bulk Load Structure - studio agli elementi finiti

Al fine di verificare il metodo di analisi rapida della struttura presentato in D.3, si è sviluppato un modello della struttura agli elementi finiti all'interno del software Patran, che è stato quindi risolto utilizzando il solutore Nastran. Al fine di studiare il comportamento generale di una struttura come quella scelta, è stata selezionata la condizione dimensionante relativa al dirigibile progettato per missioni a corto raggio, che presenta i requisiti più stringenti in termini di payload trasportabile.

D.4.1 Struttura interna

Con **struttura interna** si intende tutto l'insieme di longheroni, montanti, traverse e pannelli irrigiditi che compongono la baia di carico vera e propria. È proprio questo elemento nella sua interezza, infatti, ad essere traslato su guide lineari mediante i servoattuatori a ricircolo di rulli azionati elettricamente. L'abbassamento di questa porzione di struttura consente, come detto precedentemente, di portare il piano di carico a un livello tale da garantire lo scarico tempestivo dell'oggetto di missione.

Dal punto di vista strutturale, è stato ritenuto opportuno condurre un'analisi agli elementi finiti dei componenti di questo assieme al fine di meglio cogliere alcuni aspetti che le ipotesi

semplificative introdotte in precedenza non permettevano di quantificare. La limitazione principale associata al metodo illustrato in precedenza è che non si tiene conto delle interazioni tra i singoli componenti strutturali, ma solamente della somma dei loro contributi nell'assorbimento dei carichi a loro delegati.

Il modello utilizzato è rappresentato in figura (D.5). Qui si possono notare i seguenti componenti:

- i **longheroni** con sezione a I, che assorbono gran parte dei carichi di **flessione** e parte dei carichi di torsione (flessione differenziale di travi);
- i **montanti** a Ω , a cui sono delegate funzioni di assorbimento dei carichi dovuti al payload lungo il loro asse e funzioni di irrigidimento dei pannelli laterali;
- le **traverse** superiori (e, nascoste, inferiori), caricate a flessione dai carichi del payload e che permettono di irrigidire i pannelli aumentando la rigidezza torsionale della struttura;
- i **pannelli**, che hanno il ruolo di corroborare l'assorbimento dei carichi lungo l'asse Z (pannelli laterali) e di aumentare la rigidezza a flessione e a torsione della struttura (pannelli superiore e inferiore);
- gli **irrigidimenti diagonali** dei pannelli laterali e gli irrigidimenti **longitudinali** del pannello superiore.

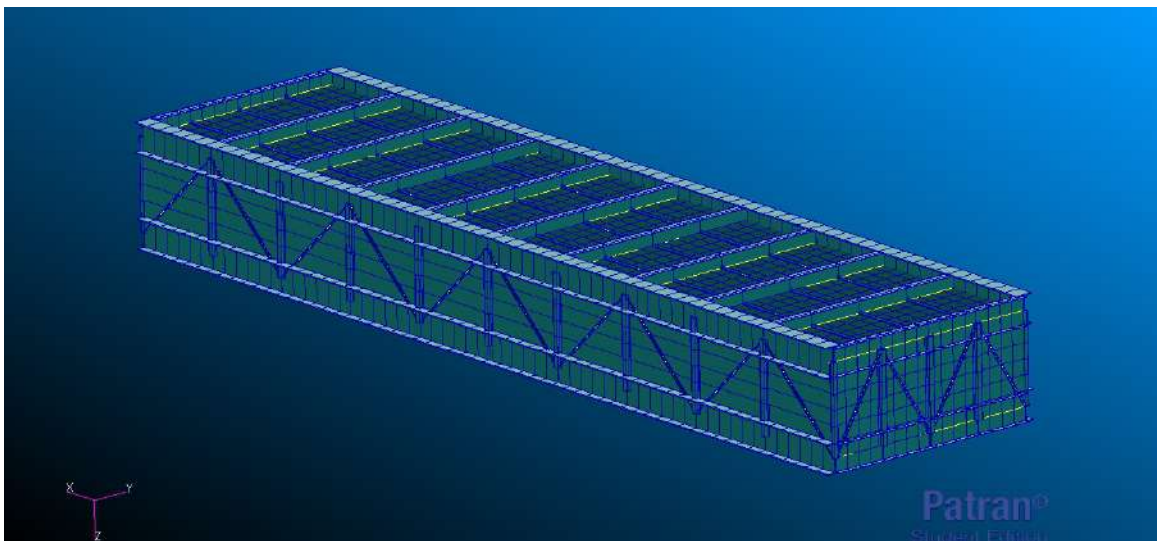


Figura D.5: Modello utilizzato per l'analisi FEM della struttura interna.

A ciascuno degli elementi finiti che discretizzano i componenti sopra citati sono assegnate delle proprietà ragionevoli partendo dai valori aree in sezione, momenti d'inerzia e spessore dei pannelli ottenuti in precedenza. Per quanto riguarda i materiali, è stato ipotizzato largo utilizzo di leghe di alluminio, in particolare Ergal 7075.

In seguito, sono stati studiati diversi schemi di carico al fine di valutare le rigidezze flessionali e torsionali della struttura, oltre a verificare il criterio di robustezza in un condizione di carico realistica.

In figura (D.6) si può osservare il comportamento della struttura sottoposta a un carico di pura flessione nel piano XZ. Questa condizione di carico, di per sé non verosimile per il vincolo adottato, è utilizzata per confrontare le proprietà della struttura modellata mediante FEM con quelle dell'approccio analitico presentato in precedenza.

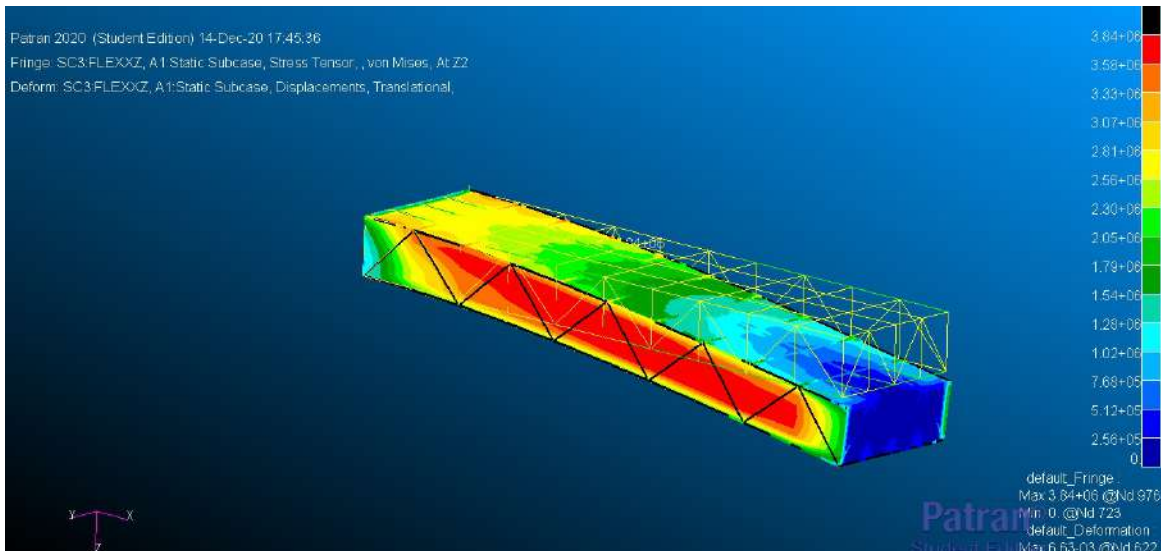


Figura D.6: Comportamento della struttura incastrata e sottoposta a flessione nel piano XZ. Unità di misura di riferimento per forze e lunghezze rispettivamente [N] e [m].

Il carico esploratore utilizzato corrisponde in una forza di 10 000 N applicata al nodo corrispondente all'estremità di ciascun longherone. Nota dall'analisi la freccia, si determina la rigidezza flessionale in XZ semplicemente come:

$$k_{XZ} = \frac{P}{v_{max}} = 6 \times 10^6 \text{ N/m}$$

Questo valore risulta in linea (ma maggiore) con quello ottenuto dall'analisi rapida effettuata in precedenza; il fatto di avere un valore di rigidezza maggiore deriva dal fatto che in questo caso è considerato anche l'effetto irrigidente dei pannelli irrigiditi (specialmente quello superiore, che risulta trazionato).

In modo analogo viene applicato un carico di torsione come coppia prodotta da forze nodali all'estremità dei longheroni; la struttura è vincolata tramite un incastro a uno dei lati in questa analisi. I risultati sono rappresentati in figura (D.7).

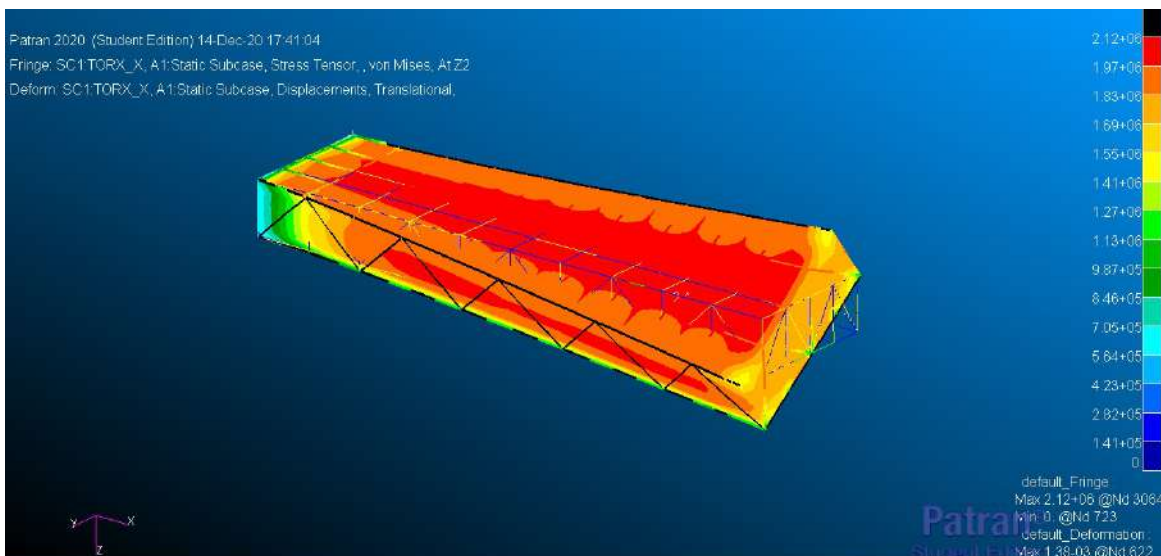


Figura D.7: Comportamento della struttura incastrata e sottoposta a torsione lungo l'asse X. Unità di misura di riferimento per forze e lunghezze rispettivamente [N] e [m].

Note le forze applicate, pari come prima a $F = 10\,000\text{ N}$, e il braccio della coppia pari alla larghezza della struttura (5 m) si è determinata la rigidezza torsionale della struttura interna come:

$$(GJ_t) = \frac{2Fl}{\frac{\nu_{max}}{l/2}} = \frac{Fl^2}{\nu_{max}} = 1.8 \times 10^8 \text{ Nm}$$

Successivamente, è stata applicata a questa struttura una condizione di carico e di vincolo realistica: il carico è schematizzato come le 120 tonnellate di payload distribuite sul piano di carico, mentre la struttura è vincolata allo spostamento in prossimità dei montanti (dove vi è l'interfaccia con le guide del sistema di attuazione). I risultati sono riportati in figura (D.8)

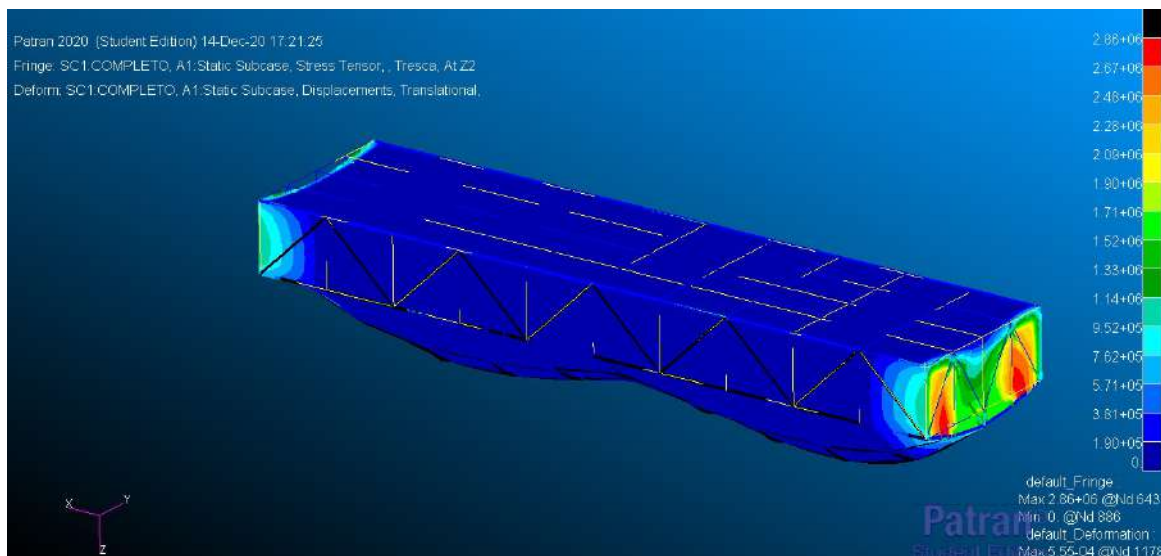


Figura D.8: Comportamento della struttura incastrata ai montanti e sottoposta a un carico per unità di superficie sul piano di carico rappresentativo del payload. Unità di misura di riferimento per forze e lunghezze rispettivamente [N] e [m].

L'analisi dimostra, sotto questo schema di carico, il soddisfacimento del limite di robustezza a questo livello di approssimazione.

D.4.2 Struttura esterna

Per quanto riguarda la struttura esterna, è stato seguito un procedimento simile. Dopo un primo dimensionamento per via analitica, è stato creato un modello Patran come raffigurato in figura (D.9)

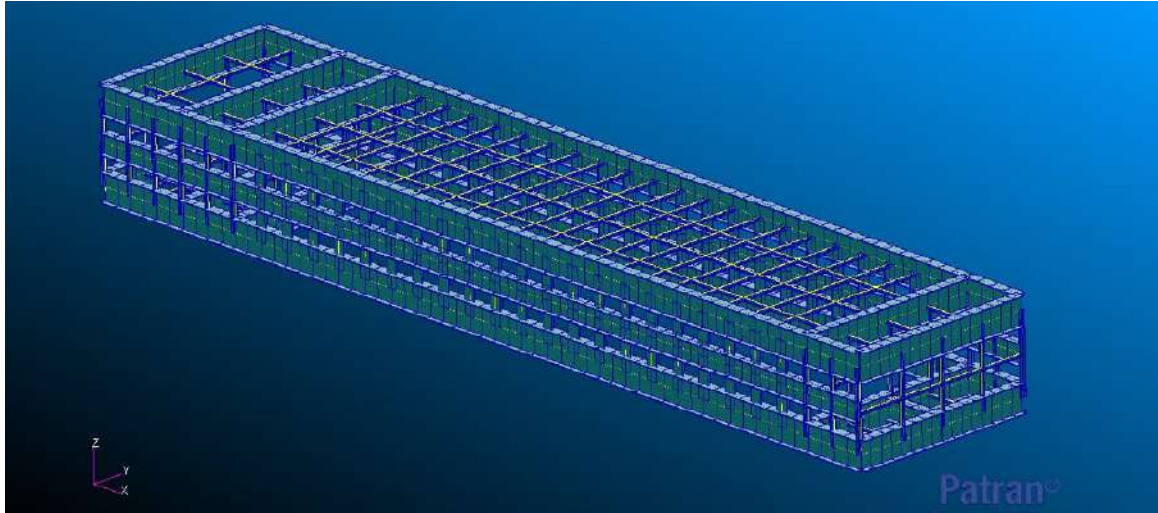


Figura D.9: Modello utilizzato per la struttura esterna. Gli elementi strutturali fondamentali sono gli stessi individuati per il caso della struttura interna (eccezion fatta per i pannelli, qui assenti) e assolvono esattamente alle stesse funzioni.

Analogamente al caso precedente, si è studiato il comportamento a flessione XZ e a torsione. Partendo dal caso di flessione pura nel piano XZ, si è ipotizzato un carico nodale esploratore pari sempre a $F = 10\,000\text{ N}$ applicato sui quattro longheroni, con incastro a uno degli estremi. In termini di deformazioni, il risultato ottenuto è presentato in figura (D.10).

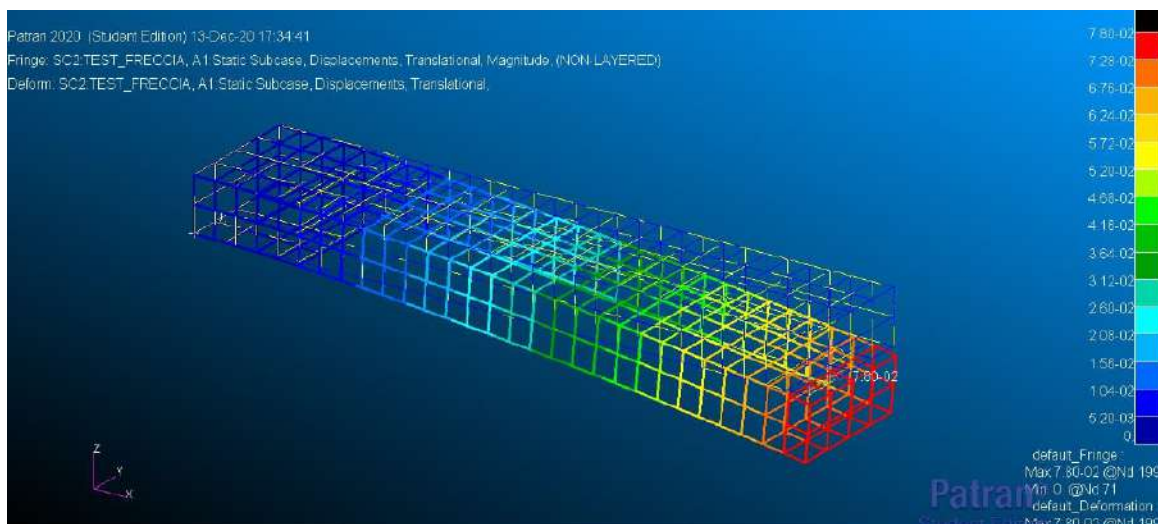


Figura D.10: Comportamento a flessione della struttura esterna nel piano XZ. Unità di misura di riferimento per forze e lunghezze rispettivamente [N] e [m].

Nota la freccia, è stata stimata la rigidezza a flessione della struttura esterna:

$$k_{XZ} = \frac{P}{\nu_{max}} = 5 \times 10^5 \text{ N/m}$$

Questo valore, notevolmente più basso di quello della struttura interna, è legato all'assenza dei pannelli nella struttura esterna.

Per quanto riguarda il comportamento a torsione, è stato studiato un caso esattamente analogo a quello della struttura interna. I risultati sono rappresentati in figura (D.11).

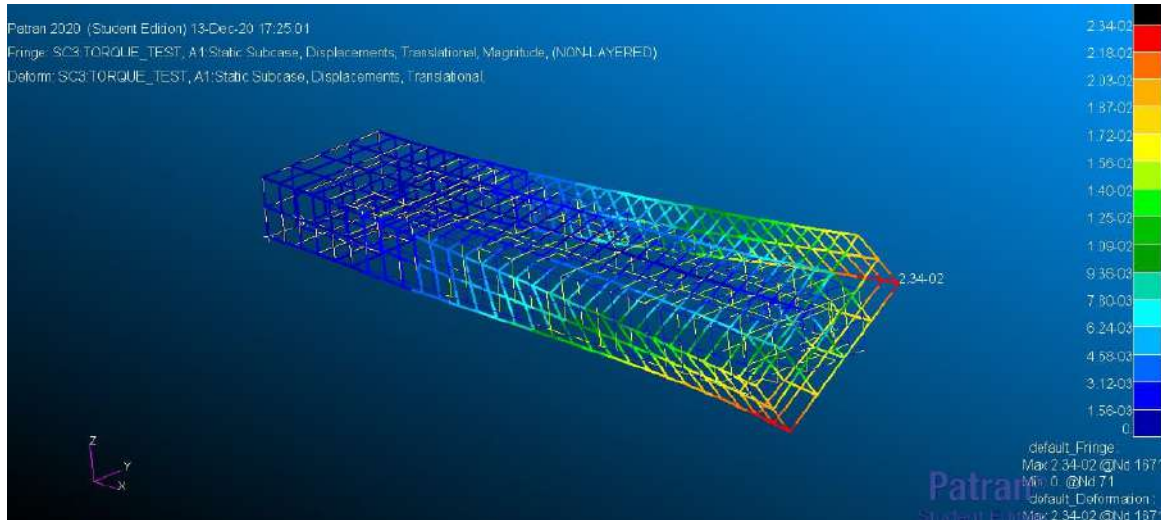


Figura D.11: Comportamento a torsione della struttura esterna. In quanto struttura aperta, la torsione è un aspetto critico di questo elemento. Unità di misura di riferimento per forze e lunghezze rispettivamente [N] e [m].

La struttura esterna, in quanto struttura aperta, presenta una scarsissima resistenza a torsione:

$$(GJ_t) = \frac{2Fl'}{\frac{\nu_{max}}{l'/2}} = \frac{Fl'^2}{\nu_{max}} = 1.5 \times 10^7 \text{ Nm}$$

dove l' è la larghezza della struttura esterna pari a 6 metri. La resistenza a torsione risulta di un'ordine di grandezza più bassa. Questo fatto, atteso, può essere particolarmente pericoloso e potrebbe minare la fattibilità del concetto di struttura qui proposto.

In fasi successive, si potrebbe studiare il comportamento della struttura assemblata utilizzando un *super-elemento* per schematizzare la struttura interna e fare in modo di accoppiare carichi della struttura esterna con reazioni vincolari di struttura interna per studiare come il comportamento dell'assieme varia in diverse condizioni di estrazione della struttura interna.

È comunque utile ricordare come queste analisi non abbiano la pretesa di considerarsi analisi di dettaglio degli elementi strutturali, ma siano soltanto state usate come appoggio per indagare la fattibilità della struttura rigida mobile. Il lavoro da svolgere sarebbe ancora molto altro, tra cui, essenziale:

- miglioramento dell'accordo tra analisi FEM e analitiche, utilizzando all'occorrenza diversi modelli di schematizzazione;
- ottimizzazione della struttura, al fine di ridurre il peso totale (che ammonta, in questa configurazione, a circa 50 tonnellate);

- dimostrazione della sicurezza della struttura e del sistema di attuazione ipotizzando diversi scenari di failure;
- studio di dettaglio riguardante gli aspetti statici, dinamici e di vita a fatica.

D.5 Stima dei costi

Oltre agli aspetti di analisi strutturale, è anche stato trattato l'aspetto economico relativo puramente ai costi di realizzazione del velivolo. L'analisi che segue, lungi dall'essere esaustiva, sfrutta dati raccolti in letteratura e analisi statistiche in similitudine ad altri progetti aeronautici (velivoli da trasporto) per fornire una stima dell'ordine di grandezza del costo atteso di realizzazione.

Le aree di costo analizzate sono:

- costo del rivestimento;
- costo della struttura rigida;
- costo della manodopera;
- altri costi.

D.5.1 Stima del costo del rivestimento in Vectran

L'approccio utilizzato sfrutta il risultato di un'analisi costi condotta in [11], opportunamente riscalato proporzionalmente alla superficie bagnata del dirigibile. Questo dato, non disponibile per la configurazione presentata in [11], è stato ricavato come segue.

La forza di galleggiamento è legata alla quota di forza peso che il sistema aerostatico deve equilibrare. Supponendo proporzionalità diretta tra forza e volume del rivestimento, è possibile dire che:

$$V \propto \text{Payload} \times \text{BR}$$

Dato che superficie e volume scalano entrambi rispetto a una dimensione caratteristica, ma con esponente differente (rispettivamente 2 e 3), si identifica una relazione di proporzionalità tra superficie bagnata e il prodotto di payload e rapporto di galleggiamento:

$$S \propto [\text{Payload} \times \text{BR}]^{2/3} \quad (\text{D.5})$$

L'andamento di proporzionalità è stato verificato andando a diagrammare il trend nel caso della nostra famiglia di dirigibili. Per confermare in modo più robusto la relazione D.5 è stata simulato il dimensionamento di una quarta configurazione con requisito di 350 tonnellate di payload, più vicina a quella utilizzata in [11]. Il risultato della regressione è riportato in figura D.12.

Noti payload e BR del velivolo di confronto, si è quindi proceduto calcolando il parametro $[\text{Payload} \times \text{BR}]^{2/3}$. Entrando in figura D.12 è possibile stimare la superficie bagnata del dirigibile citato in [11]. Conoscendo il costo stimato per l'HAV di confronto e la superficie del rivestimento (dal grafico) è possibile individuare un valore di costo specifico, pari a:

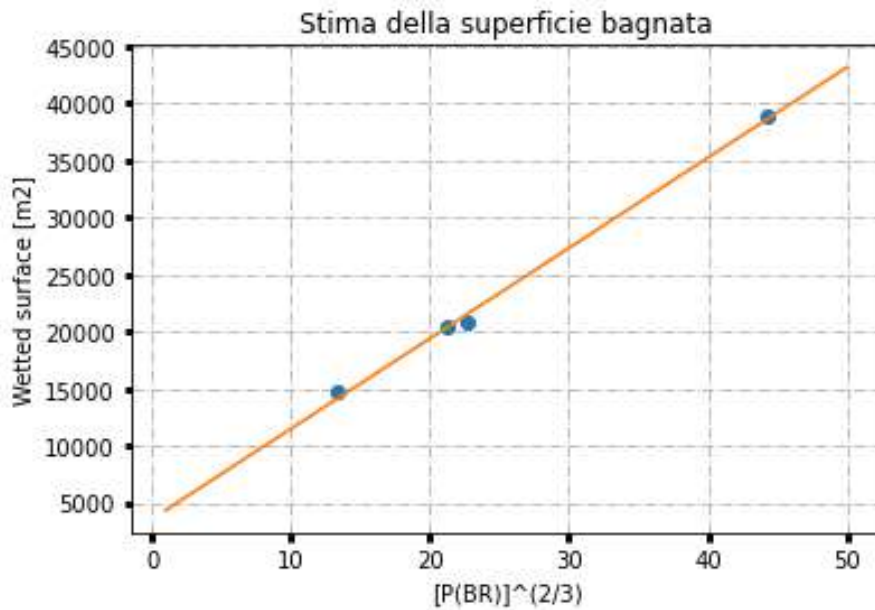


Figura D.12: Superficie bagnata in funzione del payload

$$\text{Envelope Specific Cost} = 290 \frac{\$}{m^2}$$

Il costo ottenuto è ritenuto verosimile, viste e considerate le elevate prestazioni della fibra di cui è composto il tessuto del rivestimento. A questo punto noto il costo specifico e la superficie bagnata per ciascuno dei dirigibili della nostra famiglia si è andati a calcolare il costo del rivestimento. I valori sono riportati in tabella D.6.

	SHORT RANGE	MEDIUM RANGE	CARGO
Cost [million \$]	5.9	4.25	6

Tabella D.6: Costo del tessuto esterno per la nostra famiglia di dirigibili

Per quanto riguarda il costo dei setti non si sono trovati dei dati significativi per effettuare una stima; si è tuttavia assunto che questi comportino un costo comparabile a quello dell'intero rivestimento esterno. Infatti sebbene la quantità di tessuto necessario sia inferiore, questo dovrà avere proprietà meccaniche migliori per resistere agli ingenti carichi a trazione. Si prevede dunque un costo al metro quadro maggiore. La stima dei costi totali relativi al tessuto per le tre configurazioni è dunque riportata in tabella D.7.

	SHORT RANGE	MEDIUM RANGE	CARGO
Cost [million \$]	11.8	8.5	12

Tabella D.7: Costo stimato di rivestimento esterno e setti relativo all famiglia di dirigibili.

D.5.2 Stima del costo della struttura rigida

Salvo alcune componenti, trovare informazioni riguardanti i costi della struttura è risultato difficile. Al fine di ottenere una stima quantitativa dei costi di produzione del dirigibile si

è deciso di trattare la struttura rigida al pari di una tipica struttura aeronautica, almeno dal punto di vista dei costi. Questa assunzione deriva dall'ipotesi che materiali e tecniche costruttive di questo componente strutturale non si discostino eccessivamente dalla tecnica strutturale utilizzata per i velivoli civili da trasporto.

Per dare una stima del costo della struttura rigida (interna ed esterna) della baia di carico si è utilizzata una base di **dati statistici**; tramite alcune assunzioni relative alla **percentuale in peso** della struttura sul peso massimo al decollo e all'**influenza** che il **costo delle strutture** ha sul prezzo unitario del velivolo siamo andati a identificare un **trend statistico** utilizzato per la stima del costo della struttura partendo da un **peso target** fissato. Ulteriori dettagli dell'analisi sono presentati in seguito.

In primo luogo, si è assunta valida l'analogia tra i costi di produzione di una struttura aeronautica commerciale e quella del dirigibile in oggetto, per poi collezionare dati riguardanti la massa a vuoto operativa e il prezzo unitario. La popolazione statistica è costituita da otto velivoli commerciali, realizzati da costruttori quali Boeing e Airbus ed è di seguito riportata in tabella D.8.

	MASSA A VUOTO (OEM)	PREZZO UNITARIO [milion \$]
A320 – 200	41.310 kg	101
A330 – 300	120.200 kg	264
A340 – 300	129.850 kg	228
B737 – 800	41.480 kg	106,1
B747 – 400	181.484 kg	251
B757 – 300	65.980 kg	80
B767 – 300ER	89.902 kg	217,9
B777 – 200ER	135.875 kg	306,6

Tabella D.8: Dati di massa a vuoto operativa e prezzo unitario dei velivoli civili considerati [15][16][17]

Inoltre, un'altra ipotesi semplificativa introdotta è che il prezzo unitario di ogni velivolo sia per il 50 per cento costo di produzione. Per determinare la frazione della massa a vuoto data dalle strutture, nonché la porzione di costo a queste riconducibile, ci si è serviti del grafico sotto riportato, fornito agli studenti del corso di "Sistemi aerospaziali" del professor Paolo Maggiore.

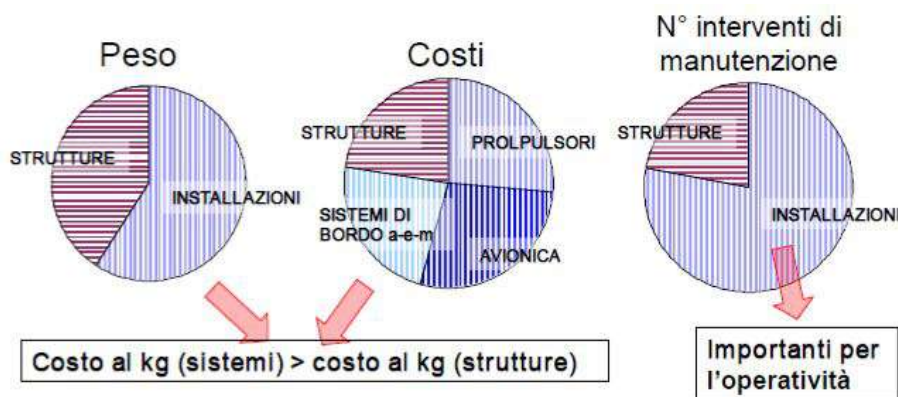


Figura D.13: Grafici "a torta" con i contributi di peso e costo delle strutture rispetto ai totali

Si può osservare come le strutture costituiscano quasi il 38 per cento della massa a vuoto totale e i costi ad essa relativi siano circa il 22 per cento del totale. Sulla base di tali considerazioni, si sono calcolati i costi e le masse strutturali dei velivoli suddetti, di seguito riportati.

	MASSA STRUTTURA	PREZZO STRUTTURA [milion \$]
A320 – 200	15.697,8 kg	11,11
A330 – 300	45.676 kg	29,04
A340 – 300	49.343 kg	25,08
B737 – 800	15.762,4 kg	11,671
B747 – 400	68.963,92 kg	27,61
B757 – 300	25.072,4 kg	8,8
B767 – 300ER	34.162,76 kg	23,969
B777 – 200ER	51.632,5 kg	33,726

Tabella D.9: Dati di massa e prezzo delle strutture considerate

Optando per una legge interpolante del tipo:

$$f(x) = ax^b$$

si ottiene l'andamento di figura D.14.

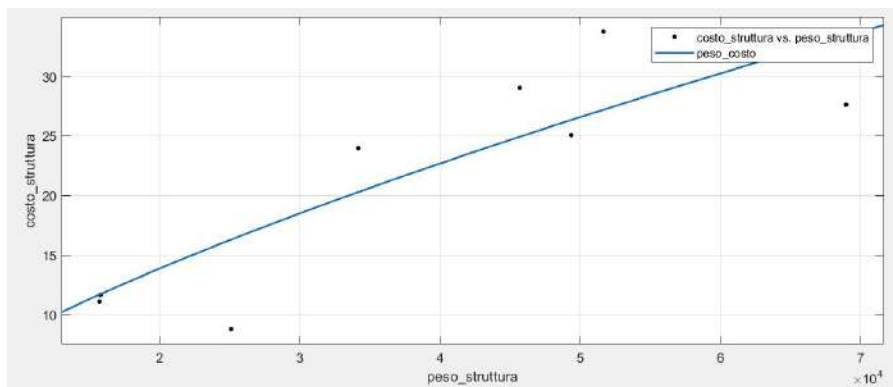


Figura D.14: Grafico con curva interpolante i dati di peso e costo struttura

I valori dei coefficienti sono:

$$a = 0,01252$$

$$b = 0,708$$

Di conseguenza, imponendo come massa della struttura il valore target di 50 tonnellate, dalla legge ricavata si ottiene un costo della stessa pari a:

$$\text{Costo}_{\text{struttura rigida}} = 27 \text{ milion \$}$$

D.5.3 Costo della manodopera e tempo di lavoro

Assemblaggio

Per quanto riguarda il costo della manodopera si è fatto riferimento al testo [10] nel quale vengono rappresentati i costi di produzione in riferimento al peso dell'aeromobile. L'approssimazione

fatta ad inizio capitolo risulta, in questo caso, più che lecita in quanto come riferimento sono stati presi lavoratori operanti nel settore aeronautico. Utilizzando l'ultima riga della tabella sottostante si ha una stima del costo di montaggio per libbra dell'aeromobile (in questo caso dirigibile).

	Labor	Materials	Other	Total
Wing	\$609	\$204	\$88	\$900
Empennage	\$1,614	\$484	\$233	\$2,331
Fuselage	\$679	\$190	\$98	\$967
Landing Gear	\$107	\$98	\$16	\$221
Installed Engines	\$248	\$91	\$36	\$374
Systems	\$315	\$91	\$46	\$452
Payloads	\$405	\$100	\$59	\$564
Final Assembly	\$58	\$4	\$3	\$65

Figura D.15: Costo per libbra delle parti di un aeromobile [10]

Al fine di avere un'analisi quanto più completa possibile, per quanto approssimativa, si è andati a valutare il reddito medio per ora di un operaio specializzato nelle costruzioni aeronautiche e di un supervisore o capo operaio reso disponibile dal sito [18]. Una volta ottenuti i valori sopracitati si è deciso di duplicarne il valore in modo tale da tener conto di eventuali tasse/assicurazioni da parte del produttore ed infine, ipotizzando un supervisore(o capo operaio) ogni 5 operai semplici, si sono calcolati i tempi di lavoro necessari alla costruzione del dirigibile.

Grazie alle ipotesi fatte si giunge ad un valore del costo di assemblaggio pari a **12,50 milioni di dollari**.

I tempi di lavoro, riferiti alle varie configurazioni di lavoratori vengono riassunti nella tabella D.10.

	CONFIGURAZIONE 1	CONFIGURAZIONE 2	CONFIGURAZIONE 3
Numero di operai semplici	50	60	70
Numero di supervisori	10	12	14
Tempo di lavoro [gg]	357	297	255

Tabella D.10: Variazione del tempo di lavoro, fissato il costo, per 3 diverse configurazioni

Abbattimento dei costi di assemblaggio

Come ultima analisi è stato ritenuto interessante, potremmo dire "con uno sguardo al futuro", andare a valutare l'abbattimento dei costi dovuto alla curva di apprendimento del personale specializzato. Quest'ultima analisi è stata svolta seguendo le informazioni contenute in [10] il quale descrive l'abbattimento dei costi tramite curva di apprendimento con la seguente equazione:

$$\text{Cost}_{i\text{-esima}} = \text{Cost}_{\text{prima}} Q^{\frac{\ln(s)}{\ln(2)}} \quad (\text{D.6})$$

dove Q rappresenta il numero di unità prodotta (es. la seconda unità prodotta avrà $Q = 2$, la terza $Q = 3$ e così via), ed s il valore della curva di apprendimento preso uguale a 0.9 (**NOTA:** in realtà questo valore può arrivare a 0.8 per processi in serie di grandi dimensioni, ma, visto il tipo di progetto venduto più che altro su commessa, si è preferito rimanere molto conservativi).

Grazie a queste ipotesi è possibile andarsi a ricavare il grafico sottostante dal quale si vede che si passa da un costo di assemblaggio per la prima unità di **12,50 milioni di dollari ai 9 milioni per l'ottava unità.**

NOTA: il grafico riportato in figura D.16, così come tutta l'analisi svolta per l'assemblaggio, è eseguita per il modello della famiglia con requisito di payload pari a 120 tonnellate.

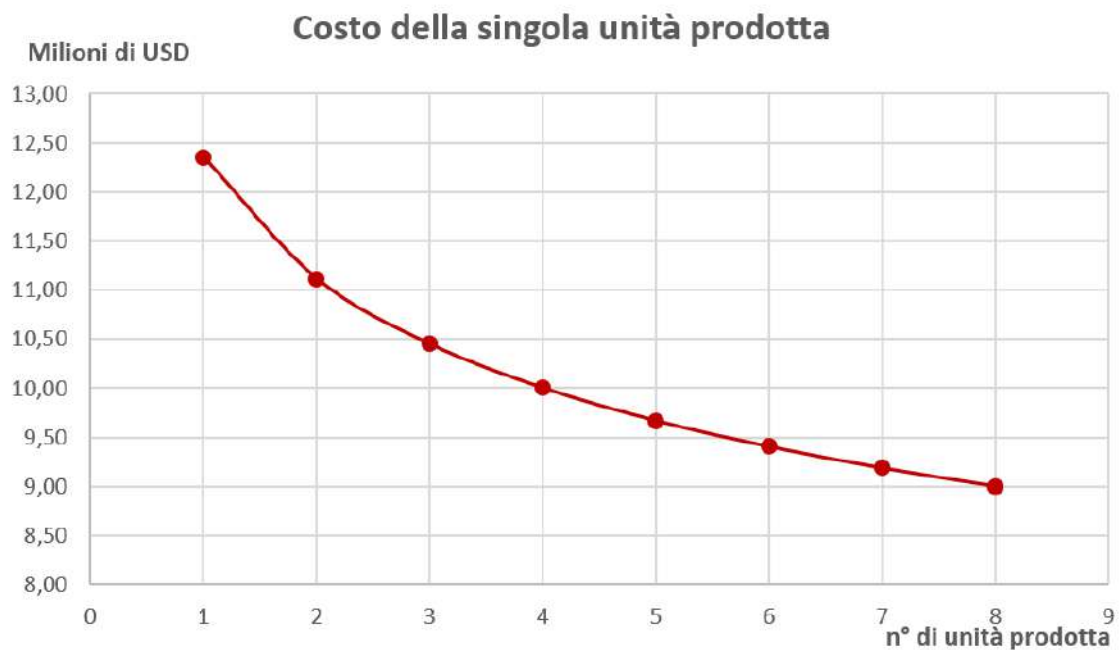


Figura D.16: Abbattimento dei costi per unità di produzione

Appendice E

Configurazione Propulsiva

E.1 Motore

Al termine dell'analisi e del dimensionamento dei parametri fondamentali dei velivoli, si è giunti alla definizione delle potenze richieste per ciascuna delle tre missioni considerate. La configurazione scelta per i tre velivoli contempla la presenza di 6 motopropulsori, ciascuno con un BSFC di 0.48, caratterizzati dai seguenti parametri (individuati nella condizione di stress maggiore):

	Max. Power/eng. [kW]	Peso tot. [kg]
UMANITARIA (M.R.)	957.26	2617.05
UMANITARIA (M.R.)	1323.98	3387.46
CARGO	1397.00	4880.78

Per soddisfare questi requisiti in termini di potenza necessaria, sono state analizzate diverse configurazioni e tipologie di motori, in particolare le 3 più rilevanti sono:

- **Motore alternativo**
- **Turboalbero**
- **Motore elettrico**

Avendo estensivamente discusso delle prime due configurazioni nel Report principale, si analizza più approfonditamente la configurazione elettrica.

E.1.1 Motore Elettrico

La soluzione elettrica impone una concezione differente dell'intera architettura, dovendo integrare sistemi e sottosistemi diversi a partire dagli elementi generatori di energia. Questa infatti può essere generata direttamente a bordo, soluzione sconveniente in quanto presupporrebbe un'ulteriore elaborazione energetica a scapito di ulteriore peso imbarcato per i generatori (comunque motori a pistoni o turboshaft). Altri metodi consistono nello sfruttare batterie o fuel cells, o ancora solar arrays posti sulla superficie dell'involucro.

La soluzione elettrica non viene considerata un'alternativa valida, in quanto non compatibile con la filosofia di progetto e il tipo di missioni ipotizzate: per le missioni umanitarie, non avendo dei voli schedulati ed essendo incipienti, risulta (tralasciando momentaneamente considerazioni

sul peso) complesso avere batterie sempre cariche o poter volare solo con la potenza fornita dai pannelli solari; per la missione cargo invece, nonostante una progettazione accurata della linea, si avrebbe un aumento considerevole del peso riservato al sistema propulsivo, intaccando la quota parte disponibile per il payload.

Volendo impostare un calcolo immediato, le celle solari dovrebbero produrre energia sufficiente a coprire quella necessaria al moto (già inclusa dell'efficienza dell'elica), che si attesta a circa quella calcolata per ogni motore in design preliminare, moltiplicata per il loro numero:

$$P_{\text{Req.}} = 1.4 \times 6 \text{ MW.} \quad (\text{E.1})$$

La potenza fornita dalle celle sarebbe:

$$P_{\text{Av.}} = P_{\text{sol}} S_{\text{SC}} \eta_{\text{SC}} \sin(\theta) \quad (\text{E.2})$$

Dove $P_{\text{sol}} = 96.5 \text{ W/ft}^2$ è la potenza specifica fornita dal sole depurata delle perdite per atmosfera, η_{SC} è il rendimento delle celle solari (che possiamo ottimisticamente ipotizzare 0.3, S_{SC} la superficie coperta dalle celle solari ed infine $\sin(\theta)$ un fattore di attenuazione che dipende dall'angolo di incidenza dei raggi rispetto alla superficie θ .

Supponendo irrealisticamente un caso ottimo, in cui $\theta = 90^\circ$, costante, si individua una superficie richiesta

$$S_{\text{SC}} \simeq 26\,000 \text{ m}^2$$

Questa sarebbe da fornire attraverso la superficie dell'involuppo, la cui superficie totale per il caso in esame (missione cargo) si attesta a $S = 20\,800 \text{ m}^2$. Da questo confronto (un caso irrealisticaemnte ottimo ed impossibile), **si scarta l'opzione elettrica con alimentazione a pannelli solari.**

E.2 Propulsore

Sulla base dei dati individuati durante il dimensionamento complessivo attraverso il foglio di calcolo, si individua una configurazione di massima dell'elica.

E.2.1 Pale esaminate

Attraverso una ricerca biografica, si individuano tre pale rappresentative: queste fanno riferimento ad altrettanti **Activity Factor**. L'Activity Factor rappresenta la capacità di assorbire potenza, in relazione all'area della singola pala rispetto a quella del totale del disco; non viene considerata la zona vicino alla radice. La formula seguente vale per la singola pala: per l'intero rotore sarà necessario moltiplicare l'Activity Factor per il numero di pale N .

$$AF = \frac{100000}{16} \int_{0.15}^{1.0} \left(\frac{b}{D}\right) \left(\frac{r}{R}\right)^3 d\left(\frac{r}{R}\right)^3 \quad (\text{E.3})$$

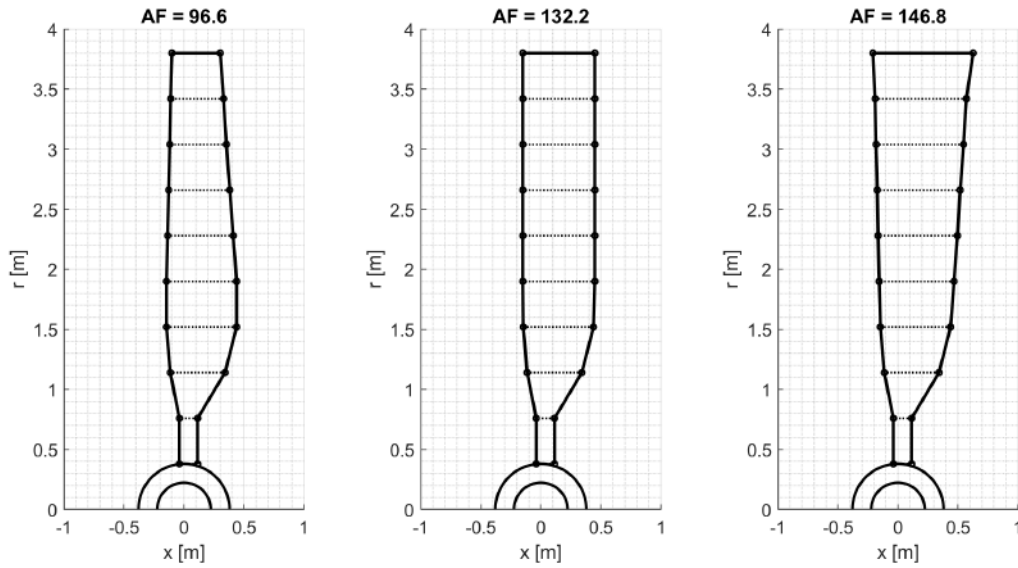


Figura E.1: Pale considerate.

Per ogni pala rappresentata in figura (E.1) si riporta la distribuzione delle corde:

ACTIVITY FACTOR 96.6										
r/R [-]	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
b/D [-]	0.02	0.02	0.06	0.077	0.077	0.072	0.067	0.062	0.058	0.053

Tabella E.1: Distribuzione di corde lungo il raggio e relativo svergolamento.

ACTIVITY FACTOR 132.2										
r/R [-]	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
b/D [-]	0.02	0.02	0.06	0.077	0.079	0.079	0.079	0.079	0.079	0.079

Tabella E.2: Distribuzione di corde lungo il raggio e relativo svergolamento.

ACTIVITY FACTOR 146.8										
r/R [-]	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
b/D [-]	0.02	0.02	0.06	0.077	0.082	0.087	0.091	0.096	0.10	0.11

Tabella E.3: Distribuzione di corde lungo il raggio e relativo svergolamento.

E.2.2 Sforzi Radiali

Struttura della pala

Si ipotizza la struttura interna della pala, prendendo come modello le pale per gli elicotteri, in modo da poter stimare una densità media del profilo, da utilizzare per svolgere i calcoli sulle tensioni:

- **Skin** si approssima a quella idealmente più spessa (lungo il bordo d'attacco), 1mm in fibra di carbonio;
- **Core** si ipotizza un core tipo honeycomb in Nomex [14]
- **Longherone** si ipotizza un longherone posto nella parte avanzata della pala, che ne tenga anche in forma il bordo di attacco, composto da un composito Carbon/Epoxy;

Noto il profilo e la distribuzione delle corde, nonché una prima stima della densità media della sezione, e la velocità di rotazione ω , si calcola la tensione σ_c sviluppato dalla forza centrifuga alle varie sezioni:

$$\begin{cases} dF_c = dm \frac{V^2}{r} = dm \frac{\omega^2 r^2}{r} = dm \omega^2 r \\ dm = \rho_b dVol = \rho_b A_b dr \text{ con } A_b = \text{Area della sezione} \end{cases} \quad (\text{E.4})$$

$$\implies dF_c = \rho_b A_b(r) \omega^2 r dr \implies F_c = \int_{r_h}^{r_t} \rho_b A_b(r) \omega^2 r dr \quad (\text{E.5})$$

Si ricava la tensione per ogni stazione radiale considerata, riportata in figura (E.2) e rappresentata lungo le tre pale in figura (E.3):

$$\sigma_c(r) = \frac{F_c(r)}{A_b(r)} \quad (\text{E.6})$$

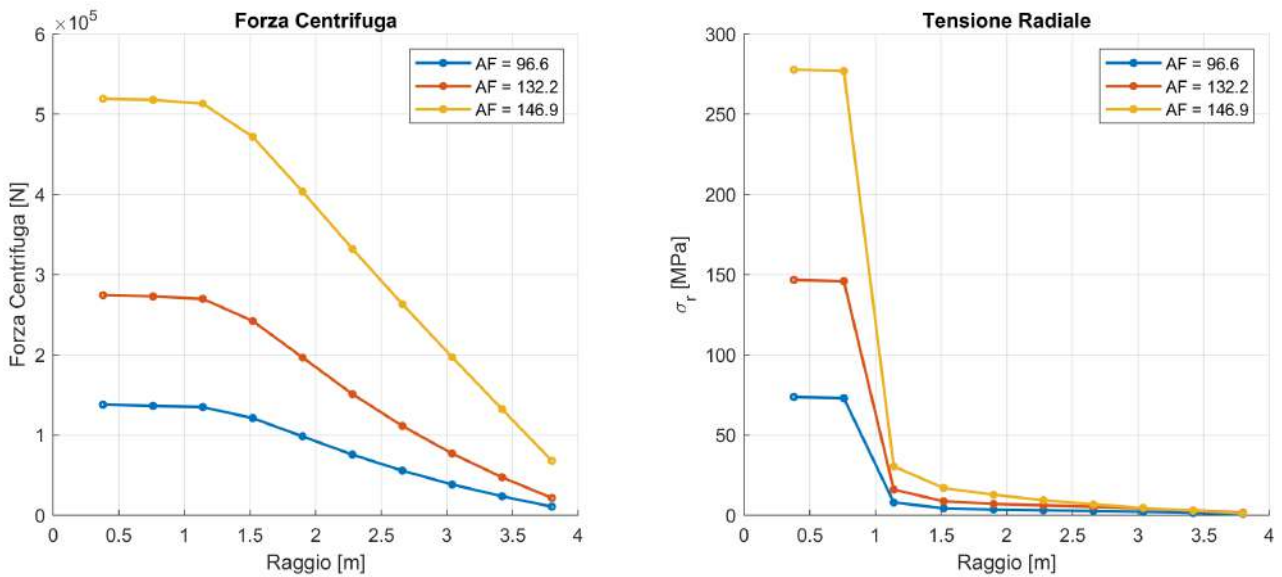


Figura E.2: Andamento della Forza Centrifuga e della Tensione Radiale.

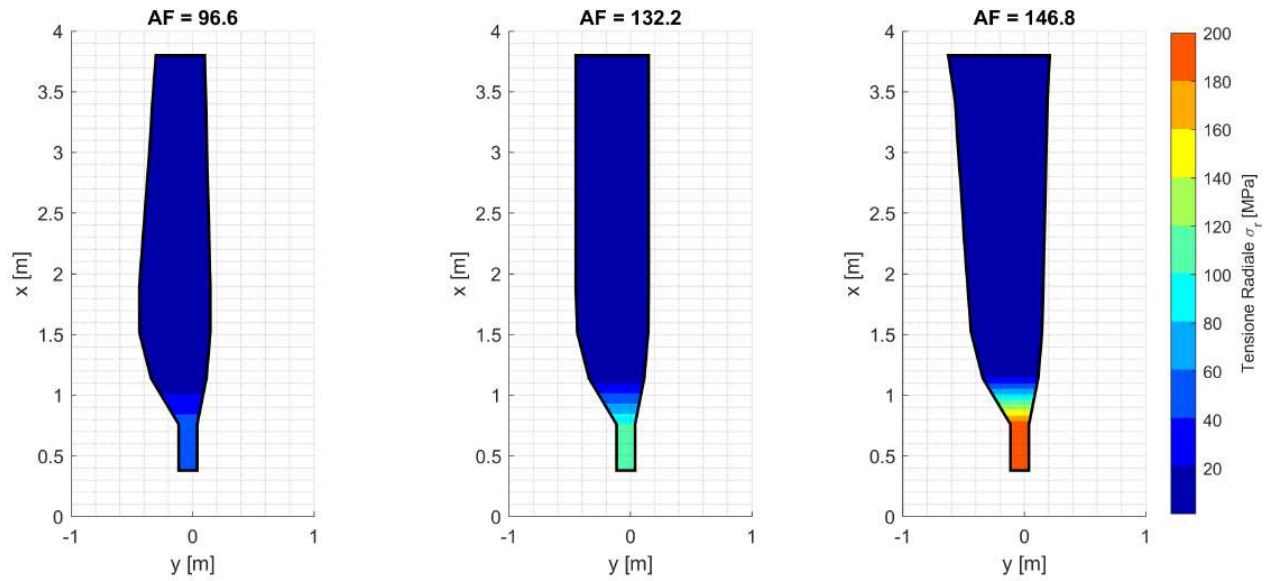


Figura E.3: Andamento della Tensione Radiale.

Considerando i materiali utilizzati per la costruzione della pala, in generale per la radice si avrà (oltre ad un inspessimento della sezione) un materiale differente, come ad esempio un tubo di composito Carbon/Epoxy (che ipoteticamente costituirebbe anche il longherone della pala) in grado di reggere gli sforzi sviluppati senza problemi. Nota la resistenza del materiale, nonostante sia possibile reggere i carichi radiali con i materiali sopracitati, si sceglie la prima pala (meno sollecitata), in quanto comunque si sono fatte considerazioni molto riduttive senza tener conto di sforzo tangenziali e torsionali. Questa viene scelta per testare preliminarmente un primo rotore: questo viene scelto a 3 pale, per non avere una solidità troppo elevata e, noti i range di Mach e Numero di Reynolds ai vari raggi, si opta per un'analisi le cui polari dei vari profili sono basate sul software Xfoil.

Da questo si ricavano le mappe di utilizzo in termini di Potenza P e Trazione T .

Si svolgono anche delle indagini sulle altre forme, in gradi si di produrre proporzionalmente più trazione ma, per le dimensioni in gioco, a scapito di potenze che non sarebbe possibile fornire.