

Report

Progettazione di veicoli aerospaziali

Progetto S2 – Lunar Inflatable Module



**Politecnico
di Torino**

Alessandro Allegrini - Amabili Paride - Antonaci Alessia – Antonietti Giada – Atzori Armando Vittorio –
Bassani Giulia – Bologna Francesco – Borio Valeria – Borlizzi Benedetta Maria Vittoria – Bracaglia
Francesca – Bramante Claudio – Brescia Manlio – Bruno Martina – Bucaria Salvatore – Bulzomì Giuseppe –
Cagnasso Andrea – Callegari Ludovico – Campese Emanuele – Candita Giulio – Cantarella Simone –
Carbotta Marco Luca – Cariello Maria Rossella – Carrone Francesco – Cassiano Davide- Cencioni Davide –
Centrella Marianna – Cibrario Bertolotti Samuele – Cosenza Davide – Gili alfredo – Giovara Tommaso – La
Mesa Alessio

Indice

1. Introduzione.....	4
1.1 Analisi degli ambienti e studio di fattibilità.....	4
1.2 Stato dell'arte.....	4
1.3 Scelta della missione	4
1.4 Stima di volume e massa di lancio	5
1.5 Scelta del lanciatore.....	6
1.6 Progetto strutturale.....	7
2 Forma.....	7
2.1 Considerazioni preliminari.....	7
2.2 Analisi delle forme	7
2.3 Scelta della forma.....	8
2.4 Analisi approfondita del semicilindro.....	9
2.5 Copertura di regolite.....	12
2.6 Suddivisione degli spazi interni.....	12
3 Rivestimento: Multi-Layer Inflatable Shell.....	13
3.1 Inner Layer	13
3.2 Bladder	13
3.3 Restraint Layer.....	14
3.4 MMOD Layer	15
3.5 Multi-Layer Insulation Blanket	16
3.6 Radiation Protection Layer	17
3.7 Stratificazione finale.....	17
3.8 Interfaccia tra struttura rigida e rivestimento	17
4 Dimensionamento Strutturale	18
4.1 Definizione sezione ordinata.....	18
4.2 Risultati ottenuti	18
4.3 Analisi statica al lancio del modulo principale.....	19
4.4 Analisi statica al lancio del modulo secondario e airlock	21

4.5	Ricalcolo delle masse	22
5	Interfaccia lanciatore	22
5.1	Adapter e Payload Ring	22
5.2	Static Test e Analisi Modale	23
5.3	Sine Vibration Test.....	23
6	Dispiegamento.....	25
6.1	Z-folding.....	25
6.2	Attracco moduli.....	25
6.3	Spostamento moduli	28
	Bibliografia.....	32

1. Introduzione

Da quando l'umanità ha cominciato un'esplorazione spaziale volta a stanziarsi sulla superficie lunare con dei moduli abitabili, un problema è diventato subito molto chiaro: è praticamente impossibile, per via delle limitazioni dei lanciatori, mandare in orbita configurazioni strutturali complesse e già completamente assemblate. È così che nell'industria sono presto entrati in gioco gli *inflatable* – strutture in grado di modificare il proprio volume gonfiandosi – che non solo presentano stabilità e un alto rapporto di volume-peso, ma soprattutto permettono di creare volumi di forme complesse e di gran lunga superiori al vano cargo dei lanciatori.

Gli *inflatable* rappresentano quindi una valida alternativa alle strutture totalmente rigide grazie alla minore massa e ai minori costi di produzione e di gestione. Essendo inoltre caratterizzati da una maggiore versatilità di utilizzo trovano un ambiente molto fertile nell'industria spaziale, un campo in costante evoluzione e sempre alla ricerca di nuove tecnologie in grado di superare gli enormi limiti dettati dallo spazio.

1.1 Analisi degli ambienti e studio di fattibilità

Data la spiccata versatilità dei sistemi *inflatable* e l'essenzialità di questa caratteristica nelle missioni spaziali, non è difficile immaginare il ruolo centrale che queste strutture potrebbero presto assumere. Considerando le nuove mire espansionistiche e gli obiettivi dell'industria, l'attenzione del gruppo si è rivolta all'analisi di tre specifici ambienti di interesse: l'orbita bassa terrestre (LEO), la Luna e Marte.

L'orbita bassa terrestre (LEO – Low Earth Orbit) presenta diversi aspetti positivi: garantisce un limitato ritardo nella propagazione delle comunicazioni, permette di raccogliere dati localizzati e precisi grazie alla vicinanza alla Terra, e in termini economici risulta conveniente. Allo stesso tempo, l'ambiente ricco di ossigeno atomico (AO) rappresenta un problema significativo per i materiali polimerici – di cui gli *inflatable* sono costituiti, e un altro importante problema di questo ambiente è l'ingente presenza di detriti spaziali. Marte, d'altro canto, pur rappresentando un ottimo approdo sia per studi scientifici sia per una futura colonizzazione, prevede una sfida ingegneristica non indifferente, tra l'ostilità dei venti, le importanti influenze radioattive, l'impatto con i micrometeoriti e l'elevata escursione termica.

La scelta è dunque ricaduta sulla Luna che rappresenta, in assoluto, una delle sfide per testare nuove tecnologie e ispirare una nuova generazione di esploratori spaziali. Dal punto di vista economico risulta estremamente interessante per via delle risorse naturali presenti nel suolo, impiegabili nella produzione di materiali, e per le notevoli riserve di ghiaccio, originate dagli impatti di comete e dall'azione del vento solare nei crateri lunari. Gli esploratori avrebbero dunque a disposizione tutto ciò che si può ricavare dall'idrogeno e dall'ossigeno: aria per respirare, propellente per i razzi, acqua potabile ed elettricità. Un'altra importante risorsa della Luna è rappresentata dalle zone continuamente soleggiate, da cui si può ricavare una sorgente pulita e continua di energia. I costi di lancio dalla Luna sarebbero inoltre notevolmente inferiori, sia per via della sua massa – un ottantunesimo di quella terrestre – sia per la quasi totale assenza di atmosfera. Questa caratteristica, tuttavia, contribuisce a rendere l'ambiente lunare ostile: i carichi termici vanno da -173°C a 127°C e manca una protezione dai meteoriti. Dal punto di vista tecnologico, lo stato dell'arte dispone di lanciatori che sono in grado di raggiungere l'ambiente lunare, ma è necessario tenere in conto di veicoli lander che siano in grado di trasportare un payload ingente garantendone un'adeguata incolumità.

1.2 Stato dell'arte

La prima missione spaziale a struttura gonfiabile è il satellite a palloncino di comunicazione Echo-1, lanciato dalla NASA nel 1960. La tecnologia *inflatable* si è poi sviluppata a partire dalla fine degli anni '90, quando la NASA sviluppò l'ISS Trans-Hub: il progetto, mai realizzato, del più grande *inflatable* abitabile, ma che aprì la strada a uno studio sempre più approfondito di queste strutture, in particolare legato ai gusci multistrato. Più recentemente, una delle aziende che si sta occupando dello studio dei moduli gonfiabili è la Bigelow Aerospace, che nel 2012 progettò il modulo BEAM, lanciato e attraccato con successo alla ISS nel 2016. Lo scopo di tale missione è stato proprio quello di studiare gli effetti che l'ambiente spaziale ha su questo nuovo tipo di modulo abitabile.

1.3 Scelta della missione

La scelta di operare in ambiente lunare è giustificata, oltre che dal forte interesse in questo ambito, anche dalla possibilità di un primo allunaggio umano con rischi tecnici accettabili, lavorando a tecnologie volte a un'esplorazione lunare sostenibile nel prossimo futuro. Un sito lunare sarebbe ideale per comprendere come sopravvivere all'ostico ambiente termico, come trasformare le risorse in-situ e come sviluppare nuove tecnologie di costruzione e generazione di energia. La struttura deve essere dotata di un sistema di protezione termico e contro l'impatto di micrometeoriti, così come di un sistema di protezione dalle radiazioni e uno di chiusure ermetiche in grado di mantenere un livello di pressione adeguato all'abitabilità all'interno della struttura. Al fine della progettazione risulta necessario conoscere il periodo di utilizzo e la

capienza del modulo. Queste scelte, insieme al numero di membri dell'equipaggio, verranno analizzate e giustificate nella sezione successiva.

In particolare, come già accennato, la missione prevederà un lander che trasporti il payload fino in superficie, nel luogo pianificato. In questa prima fase l'equipaggio non è previsto, ma potrà raggiungere il modulo successivamente con una missione dedicata. Per ragioni di semplicità di progettazione si immagina che l'*inflatable* possa svolgere una manovra di rendez-vous e docking con il veicolo di discesa in orbita lunare. L'orbita scelta a questo scopo è la stessa della stazione spaziale Lunar Gateway, è infatti ragionevole pensare che questa possa fungere da punto di appoggio e snodo per missioni complesse come quella qui descritta. Una volta completata la fase di atterraggio sulla Luna, il modulo pressurizzato verrà quindi sganciato dal modulo di discesa e posizionato sul suolo lunare. A questo scopo si immagina di fornire il lander di un braccio meccanico o una gru. Per ragioni analizzate in seguito, il modulo pressurizzato è diviso in due parti separate. Queste verranno posizionate a terra, vicine tra loro e allineate, utilizzando il braccio del lander. Le due parti verranno quindi collegate mentre si trovano sul suolo e poi seguiranno le fasi di dispiegamento – tramite l'utilizzo di ruote che permettono una traslazione – e di pressurizzazione. Lo sviluppo dell'architettura di missione e il design del lander non verranno trattati in questo progetto. Per completezza, sono state tuttavia evidenziate le criticità e i requisiti che devono essere soddisfatti per poter garantire la fattibilità di progetto del modulo pressurizzato.

1.4 Stima di volume e massa di lancio

Per svolgere una stima preliminare del volume e della massa del modulo *inflatable* al lancio si è utilizzato l'experience-based method descritto nel NASA Human Integration Design Handbook. Il metodo valuta missioni esistenti e passate in quanto a numero di componenti dell'equipaggio e mansioni specifiche della missione e ne estrae una stima del volume abitabile richiesto (Net Habitable Volume – NHV) per persona. Sono state effettuate diverse stime immaginando un numero di astronauti e un tempo di missione variabili.

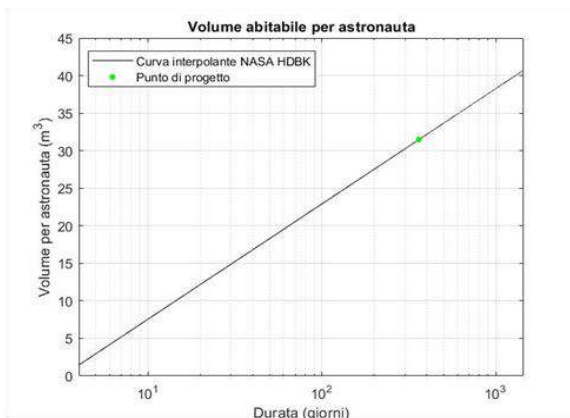


Figura 1.1: stima del volume abitabile per astronauta

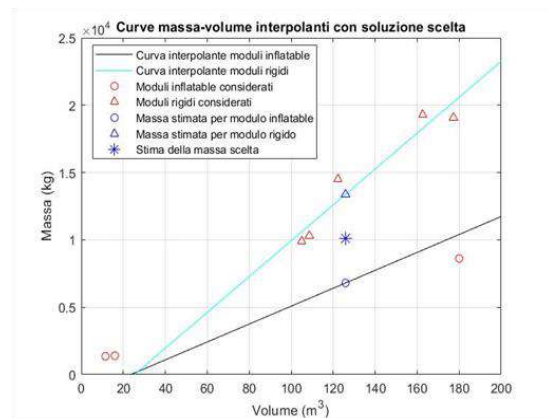


Figura 1.2: stima della massa

Di seguito sono riportati i risultati di volume abitabile minimo e massa stimate.

N astronauti	Durata missione [gg]	Volume [m ³]	Massa [kg]	Lanciatore previsto
4	180	108	8248	Falcon Heavy
4	360	126	10093	Falcon Heavy
4	720	144	11940	Falcon Heavy
5	360	157	13235	Falcon Heavy

Tabella 1.1: Volume abitabile minimo e massa

La stima in verde non solo è più vicina alla capacità di lancio del Falcon Heavy, ma rappresenta il giusto compromesso tra dimensioni del modulo e funzionalità per la missione, tra il fattore di sicurezza dovuto all'incertezza sulle capacità di trasporto verso l'orbita bassa lunare (LLO), l'eventualità di includere un lander già all'interno dello stesso lancio e l'incertezza sulla massa finale del modulo lunare. La scelta della durata di missione è confrontabile con quella pianificata nel programma NASA Artemis per la base sulla superficie lunare ed è di 1 anno. Il numero di astronauti è scelto per sfruttare al meglio le capacità di lancio di Falcon Heavy ed è pari a 4. La stima del volume abitabile risulta quindi di 126

m³. La stima della massa del modulo è statistica e si ricorre allo stesso metodo, utilizzando i dati di moduli sia rigidi sia gonfiabili lanciati, cancellati o ancora in fase di sviluppo. Volendo effettuare una stima che preveda un'eventuale struttura rigida che faccia da scheletro al modulo *inflatable*, la massa viene calcolata come media aritmetica tra la massa di un modulo completamente rigido e la massa di un modulo gonfiabile. La massa stimata risulta quindi di 10093 kg cui è già stata aggiunta la massa la massa di una camera di equilibrio di 1300 kg (stimata in base al report ESA Moon Village v1.1).

1.5 Scelta del lanciatore

Al fine della progettazione sono stati analizzati i lanciatori attualmente disponibili o in via di sviluppo nell'industria che risultano più appetibili al fine di trasportare l'*inflatable*. Le opzioni migliori tra cui scegliere si sono dimostrate: Starship, Falcon Heavy o Space Launch System. Basandosi in particolare sulla stima di volume e massa del payload, la scelta è ricaduta sul Falcon Heavy.

Falcon Heavy è un lanciatore parzialmente riutilizzabile a due stadi progettato e realizzato dalla Space Exploration Technologies (SpaceX). Consiste di un Falcon 9 con l'aggiunta di due primi stadi come side booster, ognuno equipaggiato da 9 motori Merlin 1D+ alimentati a ossigeno liquido e cherosene (LOX/RP-1) in un ciclo gas-generator. Il secondo stadio è invece equipaggiato da un solo motore Merlin 1D+ ottimizzato per il vuoto.

Il *fairing* standard di Falcon Heavy presenta un diametro di 5.22 m e può alloggiare una combinazione di 3 porte di accesso o di finestre in radiofrequenza (RF) nella sua porzione cilindrica. La sezione del payload consta di un'altezza di ~13.9 m, con una porzione utilizzabile di ~11.4 m, estendibile a ~18.1 m per payload più ingombranti. La struttura è in materiale composito consistente di un nucleo spesso circa 2.5 cm di *aluminum honeycomb* rivestito da strati sottili in fibra di carbonio. Il fattore di emissività è di 0.9. Il dimensionamento dello strato isolante termico del *fairing* è tale per cui le temperature nel composito non eccedano mai il profilo di temperature *Bounding Fairing Composite*. Durante la missione il payload subisce accelerazioni assiali e laterali, ma i motori di Falcon Heavy possono essere regolati per aiutare a mantenere i livelli di accelerazione nei limiti previsti. Per l'accelerazione laterale statica si osserva un massimo di 2g, mentre per quella longitudinale un massimo di 6g. I carichi acustici massimi si raggiungono invece al lift-off e durante il volo transonico. L'*Overall Sound Pressure Level* (OASPL) risulta di 135.2. Di seguito sono riportati i valori sui grafici.

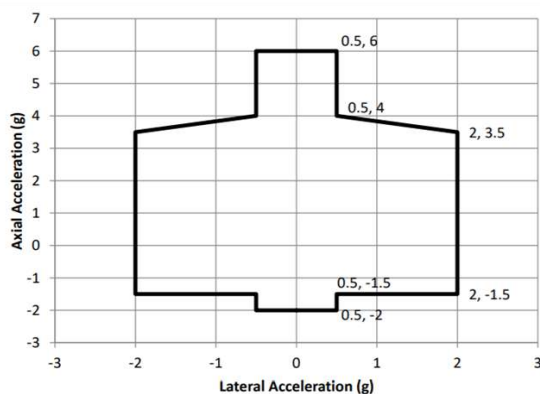


Figura 1.3: Accelerazione longitudinale statica e laterale statica

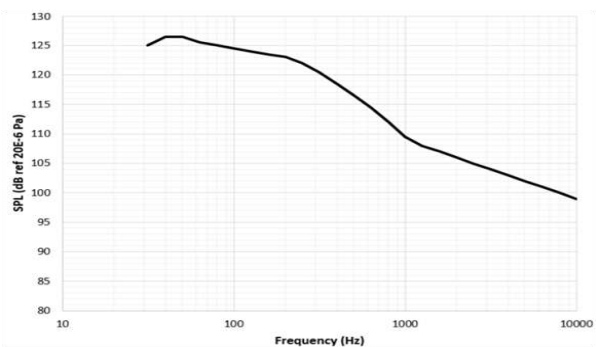


Figura 1.4: Ambiente acustico del payload

Con 4 membri di equipaggio il requisito di volume è garantito e si evita così di sfruttare lanciatori come lo Space Launch System o Starship che risulterebbero largamente sovradimensionati in termini sia di volume del *fairing* sia di massa di carico utile. In contemporanea è stato considerato anche il fattore economico: Falcon Heavy è infatti un lanciatore parzialmente riutilizzabile, caratteristica che contribuisce ad abbattere i costi.

A questo proposito è stato inoltre svolto uno studio preliminare sul delta-v budget della missione, ed è stato verificato che la capacità di carico verso l'orbita di destinazione scelta (quella del *Lunar Gateway*) fosse sufficiente per trasportare il modulo, a seguito della stima sulla massa. Per il calcolo si è fatta la seguente assunzione semplificativa: il trasferimento da LEO al LG avviene interamente usando il secondo stadio del Falcon Heavy, senza *staging* intermedi. Tramite l'equazione di Tsiolkovsky è stata quindi ricavata la massa iniziale (gruppo secondo stadio e payload in LEO), pari a 59200 kg, e la massa finale massima verso LG – sapendo che il trasferimento richiede un delta-v pari a 3.63 km/s – pari a 20440 kg.

Per concludere, oltre agli aspetti tecnici, Falcon Heavy è l'unico tra i lanciatori di categoria "super heavy-lift launch vehicle" ad essere già entrato in servizio e con tre missioni di successo alle spalle. Questo, oltre a fornire una quantità

maggiore di dati (carichi, geometrie, interfacce) e un grado di confidenza maggiore, rende il progetto del modulo collocabile in un contesto realistico, permettendo così di prevedere una missione con un grado di fattibilità superiore.

1.6 Progetto strutturale

Le sfide da tenere in conto nel progetto della struttura sono molteplici. A cominciare dalla gravità lunare, circa un sesto di quella terrestre, che porta a una riduzione di circa l'83% dei carichi inerenti al peso. È necessario poi considerare la pressurizzazione del modulo e quindi la necessità di ridurre il differenziale di pressione tra l'interno e l'esterno: la struttura dovrà essere in grado di resistere al carico generato e garantire opportune ridondanze per eventi catastrofici (come improvvise decompressioni). La condizione di vuoto preclude invece l'utilizzo di materiali suscettibili ad outgassing o di sistemi idraulici. Sarà inoltre necessario tenere in conto la presenza di polvere molto fine e abrasiva e la variazione repentina della temperatura.

La struttura dovrà resistere a tutti i carichi con un certo grado di sicurezza. Tra le proprietà richieste dei materiali si trovano resistenza, duttilità, durata, rigidità, resistenza allo strappo e alla perforazione, e bassa dilatazione termica. Per via del rischio di outgassing dovuto all'assenza di atmosfera e del rischio di failure, i materiali compositi sono stati esclusi. Prendendo a modello il lander lunare LEM della missione Apollo, la Stazione Spaziale Internazionale (ISS) e il NASA Orbiter Spacecraft, due leghe di alluminio ampiamente utilizzate sono la Al 2024 T81 e la Al 2219 T62, vantaggiose per l'elevato rapporto resistenza/densità. Confrontando le leghe di alluminio si è trovato che la lega Al 7075-T6, in confronto alle due precedenti, è migliore in quanto presenta minore densità e maggiore resistenza a fatica.

2 Forma

2.1 Considerazioni preliminari

Prima di analizzare le possibili forme del modulo *inflatable* e scegliere la configurazione dispiegata, è necessario definire alcuni vincoli. In primo luogo, è necessario considerare un volume abitabile pari a:

$$V = 126 \text{ m}^3$$

stimato in precedenza sulla base del numero di astronauti ospitati nella struttura e della durata della missione. In secondo luogo, si considera la grandezza del vano di carico del lanciatore, il cui raggio è pari a:

$$r = 2.3 \text{ m}$$

e rappresenta dunque un valore di massimo "ingombro" da non superare. In seguito, verranno calcolate le tensioni agenti sul modulo con l'approssimazione di parete sottile e considerando una pressione interna pari alla pressione ambiente per il comfort degli occupanti, ossia:

$$p_{int} = 1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pa}$$

con un *safety factor* pari a:

$$SF = 4$$

da cui consegue che la differenza di pressione tra interno ed esterno che la struttura considerata per lo studio deve sopportare è:

$$\Delta p = 405300 \text{ Pa}$$

Infine, in mancanza di dati precisi, lo spessore del rivestimento resistente ai carichi viene assunto nell'intervallo:

$$t = 1 - 10 \text{ mm}$$

in analogia con i valori utilizzati in letteratura.

2.2 Analisi delle forme

Al fine di determinare la forma del modulo lunare, è stata effettuata un'analisi delle principali forme utilizzate per i moduli *inflatable* riportata in Appendice. È stato possibile appurare che dal punto di vista tensionale, la sfera è quella in assoluto più favorevole, seguita dalla semisfera, dal cilindro e dal semcilindro mentre la forma toroidale presenta le tensioni maggiori. Per tutte le diverse forme, le tensioni diminuiscono all'aumentare dello spessore della struttura *inflatable* e della lunghezza del modulo. Dal punto di vista costruttivo invece, la sfera e il toroide sono le configurazioni che comportano maggiori problematiche in quanto necessitano della costruzione di più livelli interni e rendono più difficile la disposizione della regolite da parte degli astronauti a causa della loro estensione verticale. Per quanto riguarda il cilindro, esso può essere posto sia in verticale che in orizzontale. Nel primo caso, si presentano le medesime difficoltà della forma sferica e toroidale mentre nel secondo caso non è più necessaria la costruzione di piani interni e il posizionamento della regolite

diventa più agevole ma bisogna provvedere allo scavo della superficie lunare al fine di facilitare la stabilizzazione della struttura al suolo lunare.

2.3 Scelta della forma

Si è scelto di optare per una forma semicilindrica in quanto è risultata la più promettente e di facile posizionamento sul suolo lunare. Essa, infatti, presenta delle tensioni intermedie tra quelle di toroide e sfera e risolve in parte le problematiche legate alla suddivisione degli spazi interni e alla disposizione della regolite. La sua superficie esterna risulta decisamente più facile da ricoprire di terreno lunare, grazie innanzitutto alla minore altezza del modulo, mentre lo spazio interno, pur presentando gli stessi problemi di organizzazione della sfera, risulta relativamente più facile da suddividere in quanto si sviluppa su un unico livello. A differenza della sfera, le forme cilindriche e semicilindriche presentano minori problemi di dispiegamento, che può essere effettuato a soffiato. Si è quindi optato per una forma semicilindrica, composta da due estremità rigide, e dunque strutturali, collegate dal rivestimento gonfiabile. Questo è inizialmente alloggiato nelle parti rigide e verrà poi dispiegato per mezzo dell'allontanamento delle stesse, portando il modulo da una lunghezza di circa 6.7 m alla lunghezza richiesta di 15.16 m per ottenere il volume abitabile desiderato.

L'integrazione di un modulo semicilindrico all'interno del *fairing* di un lanciatore presenta delle problematiche: se si decidesse infatti di montarlo con asse del semicilindro allineato all'asse del lanciatore questo comporterebbe un eccessivo disallineamento del centro di massa del payload dal centro di massa del lanciatore, se invece si disponesse con centro di massa allineato a quello del lanciatore le dimensioni del *fairing* non sarebbero sufficienti ad ospitarlo. Per ovviare al problema senza dover ricorrere a lanciatori sovradimensionati in termini di massa di carico utile, si è deciso di dividere le due estremità semicilindriche e ripiegare su una la struttura *inflatable* (modulo A) e utilizzare l'altra per contenere la strumentazione necessaria e l'*airlock* (modulo B).

Relativamente alla forma scelta, vengono effettuate le seguenti ipotesi, preliminari al dimensionamento della base:

- un volume lordo abitabile pari a $V = 126 \text{ m}^3$;
- la presenza di un *airlock* di lunghezza 2 m e di raggio 1 m, montato esternamente alla struttura rigida su una delle due facce verticali del semicilindro,
- uno strato di regolite di spessore pari a 2 m;
- un raggio del semicilindro di 2.3 m al fine di garantire in altezza uno spazio confortevole per il movimento degli astronauti ma ancora raggiungibile senza l'aggiunta di un piano interno. Tale valore è inoltre imposto dalle dimensioni del vano di carico del lanciatore.

La struttura si presenta come rappresentato nelle *Figure 2.1* e *2.2*. Si ipotizza di distribuire la regolite sia sulla struttura gonfiabile che su quella rigida grazie alla presenza di sacche, la cui configurazione precisa sacche di verrà studiata in seguito.

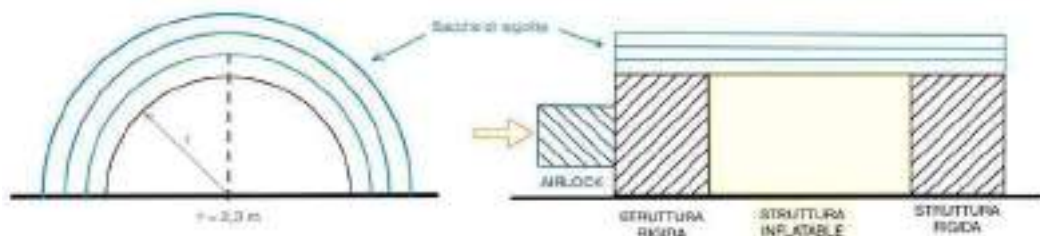


Figura 2.1: Sezione frontale e laterale della struttura



Figura 2.2: Modello 3D della struttura

I risultati del dimensionamento sono riportati nella tabella seguente.

RISULTATI

lunghezza del semicilindro inflatabile	15.16 m
volume struttura completa (cilindro inflatabile + airlock)	132.28 m ³
volume totale (struttura completa + regolite)	555.04 m ³
volume della regolite depositata	422.76 m ³
massa della regolite depositata	6.34 x 10 ⁵ kg
peso della regolite depositata	1.027 x 10 ⁶ N
pressione esercitata dalla regolite sulla struttura	7.88 x 10 ³ Pa
tensione sul rivestimento nel caso di spessore t = 1 cm	1.548 x 10 ⁸ Pa
tensione sul rivestimento nel caso di spessore t = 8 cm	1.934 x 10 ⁷ Pa
tensione sul rivestimento nel caso di spessore t = 15 cm	1.032 x 10 ⁷ Pa

Tabella 2.1: Dimensionamento della struttura

È importante notare che poiché l'altezza massima della zona cilindrica del vano del lanciatore è pari a 6.7 m sarà necessario un fattore di dispiegamento pari ad almeno:

$$f = \frac{\text{volume dispiegato}}{\text{volume chiuso}} \geq 2.2$$

al fine di rientrare in tale limite. Sia il volume dispiegato che quello chiuso non considerano l'*airlock*, che viene dunque trattato come struttura a parte dato che, a causa della sua dimensione ridotta, può alloggiare nella parte conica sovrastante la zona cilindrica del vano del lanciatore. Inoltre, dato che solo una delle due parti in cui sarà divisa la struttura alloggerà il modulo gonfiabile i valori di volume dispiegato e richiuso fanno riferimento a questa ultima.

2.4 Analisi approfondita del semicilindro

Al fine di svolgere un'analisi dettagliata delle tensioni, la struttura è stata divisa in tre parti, due rigide e una *inflatable*. In via preliminare si assume che ciascuna delle due parti rigide presenti le medesime caratteristiche, per cui possono essere studiate con la stessa trattazione. Le parti rigide possono a loro volta essere divise in tre componenti: una "cupola" semicilindrica, una piastra piana rettangolare (il pavimento) e due piastre piane semicircolari per chiudere una delle due estremità. La parte flessibile invece può essere divisa in due sole parti: la cupola semicilindrica e la piastra piana rettangolare.

Si procede dunque con l'analisi delle parti rigide. Ogni parte rigida può essere considerata una struttura a parete sottile, di raggio r , lunghezza h , e spessore delle pareti t . Le tre componenti di cui è composta sono collegate attraverso due principali giunzioni:

1. la giunzione semicircolare, comprendente anche il lato lineare del semicerchio, che collega la piastra semicircolare con le altre due componenti;
2. la giunzione di forma rettangolare a cui si sottrae un lato che collega la cupola semicilindrica e la piastra semicircolare al pavimento.

Assumendo che la giunzione debba sopportare tutta la proiezione della forza di pressione che si esercita sulle componenti ad essa collegata possiamo ottenere delle semplici formule delle tensioni in tali punti. In particolare:

$$\sigma_{giunzione_1} = \frac{0.5 \cdot \pi r^2 \Delta P}{\pi r t + 2 r t}$$

$$\sigma_{giunzione_2} = \frac{\Delta P h 2 r}{(2 r + 2 h) t}$$

La parte *inflatable* presenta invece una sola giunzione:

3. la giunzione formata da due strisce parallele che collega la cupola semicilindrica e la piastra semicircolare al pavimento.

Utilizzando le assunzioni precedenti è possibile ottenere l'espressione della tensione di quest'ultima giunzione:

$$\sigma_{giunzione_3} = \frac{\Delta P h_{inf} 2 r}{2 h_{inf} t}$$

L'andamento delle tensioni nelle tre giunzioni è riportato in *Figura 2.3*.

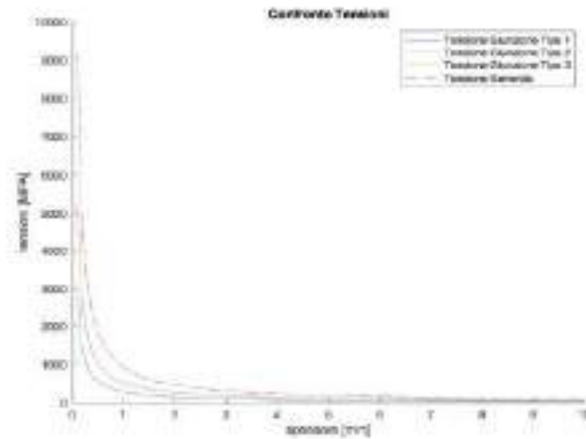


Figura 2.3: Andamento delle tensioni nelle giunzioni

Una volta considerate le interfacce tra i vari componenti in cui sono state divise le varie parti che formano la struttura completa, si può procedere all'analisi delle singole parti. Si studiano tre diverse componenti separate:

- una cupola semicilindrica di raggio r , altezza h e spessore t , caricata dalla superficie interna;
- un semicerchio piano di raggio r e spessore t ;
- una piastra rettangolare di dimensioni a e b , in cui $b \geq a$, e spessore t .

Per semplicità, si suppone che tutte le componenti elencate siano a parete sottile e che vengano caricate da una pressione uniforme su tutta la loro superficie. Inoltre, si ipotizza che la struttura sia rigida ed indeformabile, anche se nel successivo dimensionamento del rivestimento *inflatable* tale assunzione dovrà essere corretta.

Piastra rettangolare

Si inizia lo studio dalla piastra rettangolare. Dalla letteratura è possibile vedere che la tensione massima che si registra in una piastra di tale forma dipende dalla sua dimensione minore a :

$$\sigma_{max-piastra\ rettangolare} = \frac{3}{4} \Delta P \cdot \frac{a^2}{t^2}$$

Al fine di ridurre i valori di tensione sulla piastra, sarà necessario suddividere la piastra con degli irrigidimenti, in modo da ridurre il termine a . Inoltre, si può pensare di posizionare gli irrigidimenti in modo tale garantire una tensione massima sulla piastra rettangolare minore di quella calcolata nel caso generale. Ad esempio, una spaziatura di 100 mm comporta tensioni minori rispetto al caso generale per spessori di parete superiori ai 3.5 mm, come si può vedere in *Figura 2.4*.

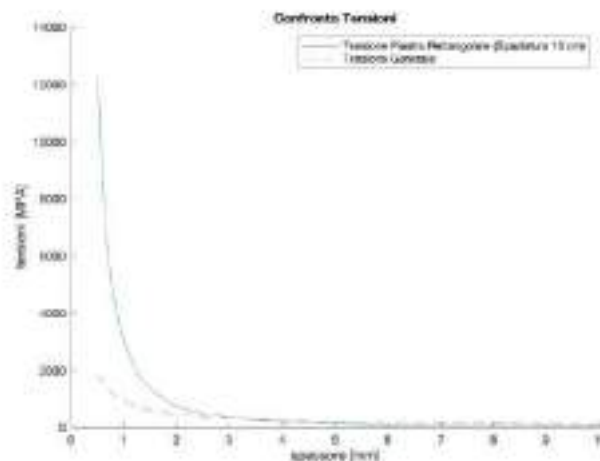


Figura 2.4: Andamento delle tensioni nella piastra rettangolare

Cupola semicilindrica

La cupola semicilindrica caricata da un carico di pressione interna ha un comportamento piuttosto buono, senza necessità di irrigidimenti aggiuntivi. Dalla letteratura si possono ottenere le formule per le tre componenti di tensione su di essa:

$$\sigma_{trasversale} = \Delta P \left(1 + \frac{r}{t}\right) \approx \Delta P \frac{r}{t}$$

$$\sigma_{radiale} = \Delta P$$

$$\sigma_{longitudinale} = \frac{\Delta P \cdot r}{2t}$$

dalle quali è possibile notare in *Figura 2.5* come le varie tensioni date da queste ultime relazioni siano sempre minori a quelle calcolate con il metodo generale.

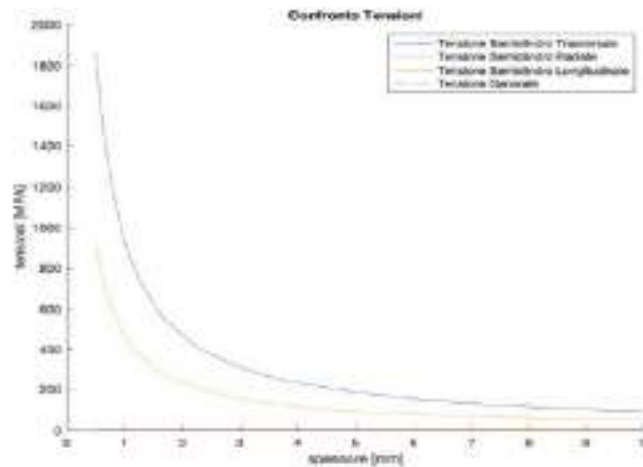


Figura 2.5: Andamento delle tensioni nella cupola semicilindrica

Piastra semicircolare

In letteratura si trova che la tensione massima registrata su una piastra semicircolare sotto carico costante si può approssimare con le formule empiriche:

$$\sigma_{radiale} = 0.522 \cdot \Delta P \cdot \frac{r^2}{t^2}$$

$$\sigma_{trasversale} = 0.312 \cdot \Delta P \cdot \frac{r^2}{t^2}$$

Utilizzando tali formule per un'unica piastra semicircolare si ottengono valori di tensioni insostenibili, per cui si suddivide la piastra con irrigidimenti equispaziati circonferenziali facendola risultare in una piastra semicircolare sormontata da una serie di piastre anulari a raggio crescente. Per queste ultime, si possono calcolare le tensioni al variare dello spessore ipotizzando una spaziatura pari a 100 mm.

In *Figura 2.6*, viene riportato l'andamento delle tensioni al variare dello spessore. Come si può notare, le tensioni sulle pareti piane circolari risultano più elevate che nel resto della struttura, nonostante gli irrigidimenti equispaziati considerati.

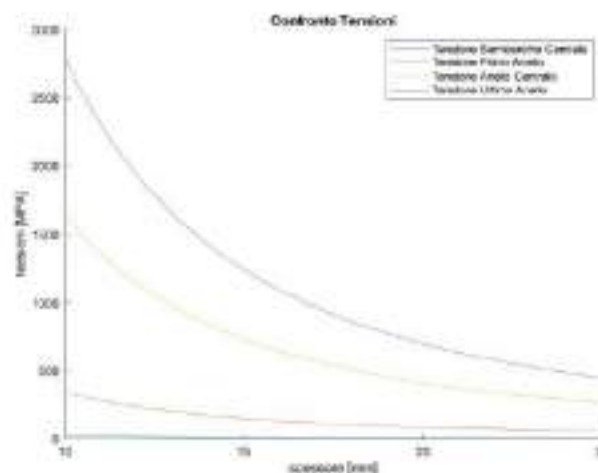


Figura 2.6: Andamento delle tensioni nella piastra semicircolare con spaziatura degli irrigidimenti pari a 100 mm

Questo problema può essere risolto aumentando lo spessore di tali zone o riducendo la spaziatura degli irrigidimenti. Ad esempio, considerando una spaziatura di 50 mm otteniamo dei massimi di tensione dimezzati:

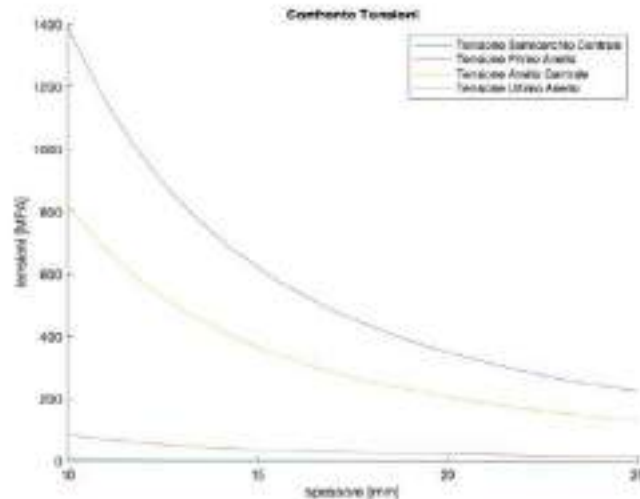


Figura 2.7: Andamento delle tensioni nella piastra semicircolare con spaziatura degli irrigidimenti pari a 50 mm

A titolo di esempio un *endcaps* semicircolare di quest'ultimo tipo, se realizzato in lega di Alluminio 7175-T66, risulterebbe di spessore pari a 17 mm.

2.5 Copertura di regolite

Una copertura di regolite è necessaria per proteggere il modulo da micrometeoriti e da detriti spaziali. Lo spessore necessario a rendere adeguata la protezione nel caso in esame è di 1.5 metri. Al fine di avere una soluzione indipendente dalla struttura *inflatable*, così da non aumentarne lo spessore del rivestimento, si propone la realizzazione di tre tendoni dotati di una tasca interna. Sullo stesso stile dei teli anti-pioggia delle tende da campeggio, i tre tendoni sono cuciti in modo da avere la stessa forma del modulo dispiegato per ricoprirlo interamente e adattarsi al meglio.

Lo spessore della singola tasca è posto pari a 50 cm, in modo da essere più facilmente maneggiabile dagli astronauti che dovranno occuparsi del dispiegamento di questo rivestimento sul modulo già gonfiato. Il riempimento avverrebbe dall'alto, partendo dalla posa e il riempimento della tenda adiacente al modulo per poi passare successivamente a quelle più esterne. A tale scopo, si utilizza una piccola gru da portare in loco e in grado di sollevare la regolite precedentemente accumulata nelle vicinanze. L'apertura superiore di ciascuna tasca viene poi chiusa con dei moschettoni o con un meccanismo analogo, non necessariamente ermetico. I tre teli verranno ancorati al terreno per mezzo di picchetti e alla struttura rigida con moschettoni e/o corde.

In *Figura 2.10* viene mostrato il posizionamento del primo strato di regolite a cui ne verranno aggiunti altri due. L'apertura nella parte centrale è per l'inserimento della regolite.

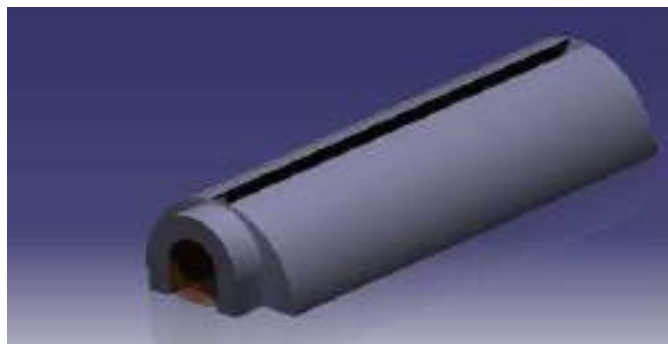


Figura 2.10: Modello 3D della struttura con la prima sacca di regolite posata

2.6 Suddivisione degli spazi interni

Dopo avere determinato la forma del modulo e verificato le tensioni agenti sulla sua struttura, si procede alla divisione degli spazi interni. Al fine di rendere la messa in opera del modulo più agevole possibile, si immagina di installare i servizi igienici nella parte rigida di fondo, che potrebbero in questo modo essere già montati prima del lancio. Procedendo dal fondo verso l'entrata della struttura, si trovano quindi:

- i servizi e la zona notte, a cui vengono complessivamente assegnati 3.1 m in lunghezza e quindi 25.76 m³;
- la zona giorno, comprendente la cucina, che misura 3 m in lunghezza e dunque 24.93 m³;

- la palestra, di profondità pari a 4 m, ovvero con un volume di 33.24 m³;
- il laboratorio scientifico, a cui viene assegnata una lunghezza di 5 m e quindi un volume di 41.55 m³;
- l'airlock, esterno al modulo semicilindrico, di lunghezza pari a 2 m.

Al fine di proteggerle dai carichi di lancio, le strumentazioni utili alla missione possono essere custodite nell'altra parte rigida e posizionate nella posizione opportuna una volta dispiegato il modulo.

Per tutelare il benessere psicologico degli astronauti, si è inoltre pensato di installare uno schermo collegato a videocamere esterne alla struttura per permettere loro di vedere al di fuori della base senza la necessità di dover installare una finestra, la quale avrebbe comportato problemi a livello di concentrazione delle tensioni. Tale schermo potrà essere utilizzato anche a scopo ricreativo o come monitor aggiuntivo delle strumentazioni scientifiche.

In Figura 2.11, viene riportato il modello CAD della suddivisione degli spazi interni della struttura.

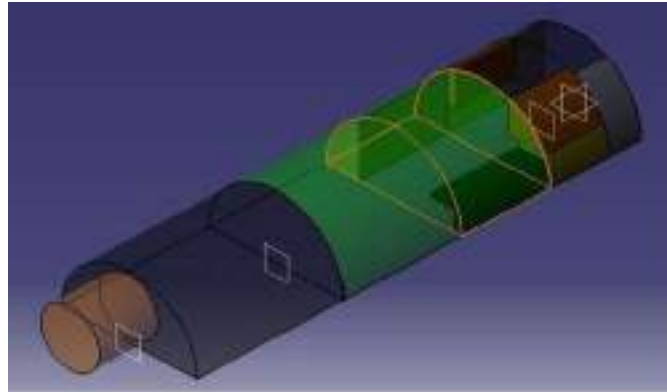


Figura 2.11: Modello 3D della struttura con suddivisione degli spazi interni

3 Rivestimento: Multi-Layer Inflatable Shell

3.1 Inner Layer

L'Inner Layer è lo strato che si interfaccia con l'ambiente interno e che deve resistere ad agenti chimici, fiamme e abrasione per proteggere gli strati della struttura da situazioni accidentali e pericolose che possono verificarsi all'interno del modulo.

Da uno studio effettuato su GRANTA EduPack sono stati individuati due materiali per la funzione di Inner Layer: lo Zylon e il Nomex. Il primo non può essere utilizzato in quanto si degrada con l'esposizione alla luce visibile.

Da un'analisi sulle proprietà dei diversi materiali, si seleziona il Nomex, che garantisce un'ottima resistenza alle fiamme e alle abrasioni e una buona resistenza agli agenti chimici (superiore a quella del Kevlar). Inoltre, presenta una superficie facilmente igienizzabile, riducendo il rischio di danneggiare la fibra. Si adotta uno spessore di 1 mm per una densità superficiale di 1.38 kg/m².

3.2 Bladder

La funzione principale di questo strato è quella di mantenere l'aria all'interno della zona abitabile del modulo, per cui deve fungere da barriera alla fuoriuscita dell'aria. Per questo motivo, la proprietà fondamentale che determina la scelta dei materiali che costituiscono lo strato è il rateo di permeabilità, che deve essere il più basso possibile. In questo caso si considera un limite massimo di permeabilità pari a 2 cc/100 sq.in./24 h/atm. Dopo aver analizzato diverse combinazioni di strati di materiali, si è optato per la scelta di 3 strati di contenimento di Polietilene/Etilene Vinil Alcol/Laminato di Nylon (0.07 cc/100 sq.in./24 h/atm), ciascuno con spessore pari a 0.0254 cm e una densità superficiale di 0.988 kg/m². Questa combinazione presenta il più basso tasso di permeabilità, oltre a garantire un'ottima protezione dalle radiazioni. Tuttavia, ha una bassa elasticità alle basse temperature, una caratteristica che può essere compensata dal fatto che il Bladder è termicamente isolato dall'esterno grazie alla presenza degli strati successivi.

Il Bladder deve essere anche flessibile e resistente durante la produzione, l'assemblaggio, il dispiegamento e la fase operativa. Quindi, al fine di garantire maggiore protezione, permettere la creazione di uno spazio vuoto tra due strati adiacenti ed evitare attriti, si intervallano i precedenti strati con 3 strati di separazione. Questi ultimi hanno uno spessore 0.07 cm ciascuno e una densità superficiale di 1.554 kg/m² poiché sono realizzati in Kevlar. Tale materiale, infatti, possiede una grande resistenza al calore e all'infiammabilità, ma soprattutto la più alta resistenza meccanica a trazione (3378 N/mm²), una caratteristica che permette allo strato di agire come rinforzo in caso di foratura.

Infine, risulta necessario fissare il Bladder al successivo strato della struttura, ovvero il Restraint Layer. A tal fine, si sceglie di utilizzare O-rings che fissano questo strato direttamente alla struttura di supporto, evitando l'utilizzo del sigillante adesivo. Inoltre, si è tenuto conto di un leggero sovradimensionamento del Bladder e si è scelto di indicizzarlo rispetto al Restraint Layer: i punti di connessione consentono ai due strati di muoversi insieme, annullano gli stress all'interfaccia ed evitano che il Bladder subisca carichi durante il dispiegamento e il gonfiaggio, aumentandone così l'affidabilità.

3.3 Restraint Layer

Il Restraint Layer è lo strato con funzione strutturale portante del rivestimento del modulo gonfiabile: esso sopporta i carichi membranali e le tensioni generate dalla pressione interna al modulo e sostiene il Bladder.

Ai fini del calcolo dello spessore che risulta necessario a resistere ai carichi di pressione agenti sullo strato, è stata dapprima condotta un'analisi dei carichi che sollecitano lo strato stesso. Trascurando il carico alleviante derivante dalla presenza della regolite sulla struttura, il carico dimensionante per il Restraint Layer è rappresentato dalla pressione interna al modulo. Tale pressione conferisce stress nelle due direzioni principali, producendo una sollecitazione radiale σ_r e una sollecitazione longitudinale σ_{long} :

$$\sigma_r = \sigma_{max} = \frac{\Delta P \cdot r}{t} \quad \sigma_{long} = \frac{\Delta P \cdot r}{2t}$$

dove

- ΔP è la differenza di pressione tra il volume interno e il volume esterno del modulo, pari a 101325 Pa;
- r è il raggio del semicilindro che rappresenta la geometria scelta ed è pari a 2.3 m;
- t è lo spessore, che viene assunto costante e che verrà definito dopo aver selezionato il materiale con cui è realizzato lo strato.

Per effettuare la scelta del materiale di cui è costituito lo strato, è stata svolta un'analisi di vari materiali fibrosi ed è stato selezionato lo Zylon, in quanto presenta una resistenza a trazione nettamente superiore rispetto agli altri materiali e, più in generale, ha delle ottime caratteristiche meccaniche, che si riportano nella seguente tabella:

	Zylon
Modulo di Young [GPa]	180-270
Rigidezza specifica [MN.m/kg]	116-174
Tensione di snervamento [MPa]	5680-5800
Tensione di rottura [MPa]	5680-5800
Resistenza specifica [kNm/kg]	3660-3750
Modulo di taglio [GPa]	10-25
Numero di Poisson	0.35-0.36
Densità [kg/m ³]	1540-1560

Tabella 3.1: Caratteristiche meccaniche dello Zylon

In particolare, si nota un elevato valore del modulo di taglio, ossia il parametro che condiziona maggiormente la resistenza al creep, un fenomeno che interessa notevolmente le strutture gonfiabili. E' stato possibile ricavare che per un lasso di tempo di un anno, pari alla durata della missione da svolgere, si giunge al 65% del carico di rottura a seguito del fenomeno di creep.

Per stimare lo spessore dello strato, è stata calcolata la tensione di snervamento corretta dello Zylon. In particolare, nota la σ_s iniziale, sono stati applicati: un fattore di sicurezza FOS = 4.0 al massimo carico di pressione per tutta la vita operativa, un fattore di sicurezza di 0.6 che tiene conto del fenomeno creep sul carico massimo e un ulteriore fattore di riduzione di 0.8 che tiene conto di saldature, cinghie e attacchi. Ne risulta:

	Zylon
σ_s	5680 MPa
$\sigma_{s\text{corretta}}$	681.6 MPa

Tabella 3.2: Tensioni di snervamento

Noto il carico applicato e data la tensione di snervamento corretta, dall'intersezione tra la curva del carico e le rette delle tensioni di snervamento corrette, è stato quindi possibile ricavare lo spessore e stimare anche la densità superficiale del materiale:

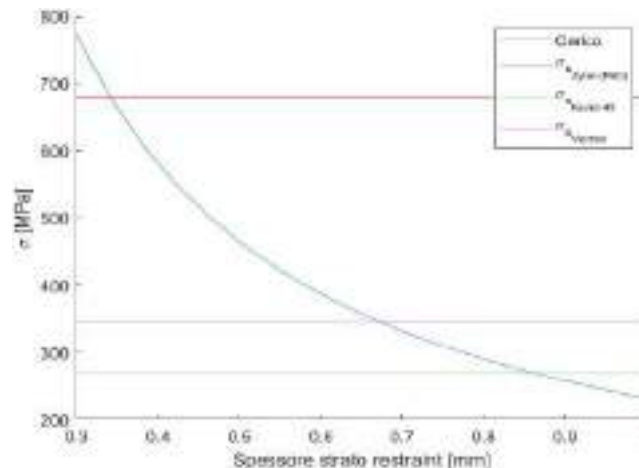


Figura 3.1: Grafico Tensione di snervamento – Spessore

Per lo Zylon si ha uno spessore di 0.342 mm e un valore di densità superficiale pari 0.534 kg/m^2 . Il fatto che sia un valore basso rispetto agli altri materiali fibrosi valida ulteriormente la scelta dello Zylon, in quanto permette di rispettare il requisito di minimizzazione del peso dell'intera struttura.

Per quanto riguarda la tipologia di trama, dall'analisi dei carichi e della geometria selezionata si è scelto di utilizzare una trama stretta di tipo Narrow Webbing. Si hanno 379 nastri radiali con spessore di 0.342 mm e larghezza di 40 mm, collegati tangenzialmente tra loro da un filo di Nylon e 91 nastri longitudinali con spessore e larghezza uguali ai nastri radiali, ma con una spaziatura di 39.8 mm. Quindi, poiché i nastri longitudinali ricoprono solo la metà della superficie disponibile, lo spessore finale del Restraint Layer è stato ricavato aggiungendo allo spessore dei nastri radiali uno spessore medio relativo ai nastri longitudinali, considerato pari a $0.5 * 0.342 \text{ mm}$. Ne risulta uno spessore di 0.513 mm.

Sono inoltre presenti delle cuciture, anch'esse realizzate con del filo di Nylon. Le cuciture seguono i lati della superficie di sovrapposizione dei nastri e si alternano secondo un motivo "a scacchiera", garantendo una buona stabilità delle connessioni.

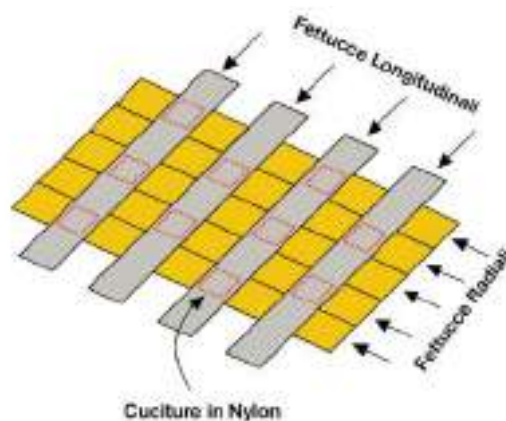


Figura 3.2: Cuciture tra i nastri

Infine, si sceglie di indicizzare il Restraint Layer rispetto al Bladder. L'indicizzazione permette ai due strati di muoversi insieme e di trasferire i carichi al solo Restraint Layer durante le fasi di dispiegamento e gonfiaggio del modulo, impedendo il danneggiamento dell'intero rivestimento.

3.4 MMOD Layer

Lo scopo di questo strato è proteggere la struttura dall'impatto con detriti spaziali e i micrometeoriti.

Sulla Luna l'impatto con questi corpi costituisce un fattore di rischio per le strutture, dato che i detriti raggiungono una velocità di impatto dell'ordine di 10-20 km/s a causa dell'assenza di un'atmosfera protettiva.

Tramite un'analisi dei possibili danni che possono provocare i micrometeoriti su uno strato di regolite si è verificato che è possibile sostituire l'MMOD Layer con uno strato di regolite. Questo strato di regolite sarà lo strato più esterno del rivestimento e ricoprirà la struttura *inflatable*.

È stata utilizzata la seguente equazione per calcolare la penetrazione dello strato di regolite:

$$44.118 h_s - \rho_p \frac{1}{3} m^{\frac{1}{3}} (3280.8 v - 100) > 0$$

Dove h_s è lo spessore dello strato di regolite espresso in mm, ρ_p è la densità del micrometeorite espressa in g/cm^3 , m è la massa del meteorite espressa in grammi e v è la velocità del micrometeorite espressa in m/s.

Si ipotizza di prendere in considerazione micrometeoriti di forma sferica.

Essendo la densità dei micrometeoriti soggetta a gravi incertezze, sono state effettuate due analisi, una a densità costante pari a $0.5 g/cm^3$ e con masse variabili tra 10^{-18} e 10^{-2} g e una a densità variabile con masse comprese tra 10^{-18} e 1 g, con velocità sempre pari a 20 km/s. Si riportano di seguito i risultati ottenuti per le due analisi su due grafici che rappresentano il livello di penetrazione della regolite in funzione della massa dei micrometeoriti.

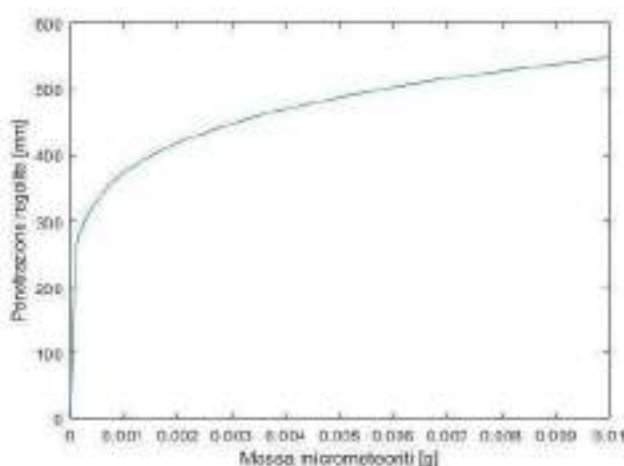


Figura 3.3: Analisi a densità costante del livello di penetrazione della regolite in funzione della massa dei micrometeoriti

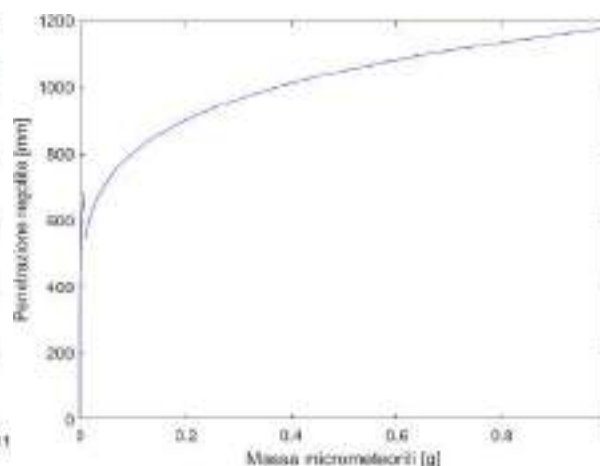


Figura 3.4: Analisi a densità variabile del livello di penetrazione della regolite in funzione della massa dei micrometeoriti fino a 1g

In seguito all'analisi si è appurato che uno strato di 1.5 m garantisce una sufficiente resistenza all'impatto con micrometeoriti di diverse dimensioni, anche in caso di impatti con meteoriti con massa 1 g, che sono altamente improbabili.

3.5 Multi-Layer Insulation Blanket

Lo strato più esterno del rivestimento è lo strato che deve garantire che lo scambio termico tra l'ambiente esterno e l'ambiente interno al modulo sia minimo, una funzione che risulta fondamentale considerando le temperature estreme dell'ambiente lunare.

Questo strato è costituito da più layer che devono svolgere le seguenti funzioni:

- Garantire protezione dalle radiazioni;
- Garantire protezione dalla contaminazione delle polveri;
- Garantire l'isolamento termico.

Per la sua realizzazione si sceglie di utilizzare un isolamento termico di tipo multi-layer, in quanto possiede un'alta efficienza nel vuoto, un basso peso e ha un ampio utilizzo in campo spaziale.

Si è scelto di realizzare due strati, quello più esterno di regolite, già previsto come strato sostitutivo dell'MMOD layer e una combinazione di strati di DAM/DAK (Double Aluminised Mylar/Kapton). Questi materiali combinano l'assorbività di Mylar e Kapton, compresa tra 0.12 e 0.14 con la bassa emissività dell'alluminio, pari a 0.05. La combinazione delle loro proprietà conferisce al materiale finale un'emissività compresa tra 0.03 e 0.05.

Si scelgono un numero di strati necessari pari a 15, in modo da ottenere un'emissività di 0.005.

Un'altra caratteristica vantaggiosa di questa combinazione di materiali è che la loro superficie è conduttiva e questo mitiga il rischio di fenomeni di formazione di carica elettrostatica (ESD) e di contaminazione dalla polvere.

Inoltre, si considera la possibilità di aggiungere uno strato ulteriore di Beta cloth più esterno che protegga dalle radiazioni nelle fasi di trasferimento in orbita e prima che sia realizzato lo strato di regolite quando il modulo si trova sulla superficie lunare.

Ogni layer di DAM/DAK ha spessore pari a 0.025 mm, per cui lo spessore totale dello strato (15 layer) è pari a 0.375 mm. Lo strato di Beta cloth ha invece uno spessore di 0.20 mm.

Il peso per unità di superficie dell'Aluminised Kapton è $0.0019 g/cm^2$, quello dell'Aluminised Mylar è $0.00017 g/cm^2$, quindi il peso per unità di superficie dell'intero strato di DAM/DAK è $0.54 kg/m^2$. Infine, quello del Beta cloth è $0.0237 g/cm^2$.

3.6 Radiation Protection Layer

Allo scopo di comprendere se fosse necessario dimensionare anche uno strato di protezione dalle radiazioni, è stato riportato uno studio sulle radiazioni a cui sarebbe esposta la struttura che si sta progettando e a cui sarebbero esposti gli astronauti sulla superficie lunare. È stato preso come riferimento il limite di radiazione massima che può essere assorbita da un astronauta in 1 anno, fissato dall'ESA per missioni LEO. In termini di Blood Forming Organs (BFO), risulta pari a 500 mSv/anno.

Per questo studio le principali sorgenti di radiazione sono i Galactic Cosmic Rays (GCR) e i Solar Particle Events (SPE). Sono stati considerati due eventi principali (Carrington, 1-2 Settembre 1859; Tylka, Ottobre 1989) durante i quali gli SPE registrati hanno assunto valori particolarmente rilevanti. Tali eventi sono stati utilizzati per valutare la schermatura necessaria per non superare il limite di radiazioni assorbite.

In particolare, in letteratura sono state analizzate due configurazioni strutturali:

- Configurazione 1: habitat costituito da due piani e senza alcuna protezione da radiazioni aggiuntiva;
- Configurazione 2: habitat costituito da due piani, più la schermatura minima necessaria per la protezione dell'intera struttura tramite l'utilizzo di 2 cm di regolite lunare sinterizzata e la creazione di un'area riparata al piano terra, schermando le radiazioni con ulteriori 20 cm di regolite lunare sinterizzata.

Si sono ottenuti i seguenti risultati:

- La Configurazione 1 presenta una dose media BFO al piano terra pari a 720 mSv durante il SPE, nettamente superiore ai limiti di dose annuale BFO stabiliti dall'ESA (500 mSv/anno).
- La Configurazione 2 presenta una dose media equivalente BFO al piano terra di 228 mSv dovuta al SPE e una dose media equivalente BFO dai GCR al piano superiore pari a 248 mSv/anno. Questa configurazione si traduce in una dose equivalente media annua totale BFO di 466 mSv, che è inferiore al limite di 500 mSv/anno.

Facendo riferimento all'attuale di studio, si considera una struttura simile alla Configurazione 2, ma avente un singolo piano e protetta da uno strato di regolite di spessore 1.5 m, ben superiore ai 22 cm di regolite sinterizzata della Configurazione 2 (corrispondenti a 44 cm di regolite lunare sciolta). Dal confronto dei dati che si hanno a disposizione, si può quindi affermare che la quantità di regolite necessaria a proteggere l'habitat dai micrometeoriti è più che sufficiente per ottenere anche un'ottima protezione anche in termini radiativi.

3.7 Stratificazione finale

Strato	Materiale	Spessore [mm]	Densità superficiale [kg/m ²]
Inner Layer	Nomex	1	1.38
Bladder	Polietilene/ Etilene Vinil Alcol/ Laminato di Nylon	0.76	0.988
	Kevlar	2.10	1.554
Restraint	Zylon	0.513	0.534
MLI Blanket	Aluminized Mylar	0.188	0.285
	Aluminized Kapton	0.188	0.255
	Betacloth	0.20	0.237
Totale	-	4.95	5.23

Tabella 3.3: Stratificazione finale del rivestimento del modulo inflatabile

3.8 Interfaccia tra struttura rigida e rivestimento

Come descritto nella determinazione del rivestimento del modulo gonfiabile, questo risulta essere formato da vari strati in cui ognuno garantisce il soddisfacimento di alcuni requisiti strutturali e/o di protezione dall'ambiente esterno. L'interfaccia complessiva deve garantire una tenuta ermetica impedendo perdite di aria, dovute alla differenza di pressione, le quali potrebbero portare ad un efflusso di ossigeno con conseguente sgonfiaggio del modulo.

Si avranno due distinti collegamenti per il Bladder e il Restraint in cui il collegamento dei due strati alla parte rigida viene effettuato separatamente, per evitare la propagazione di carico sulla 'gas membrane'. Se infatti si utilizzasse un solo meccanismo di compressione, lo strato isolante, privo di proprietà strutturali, sarebbe investito anche da parte dei carichi presenti sullo strato resistivo e risulterebbe dunque sovrasolleccato, compromettendo di conseguenza anche l'ermeticità del sigillo.

Quest'ultima, in particolare, viene garantita attraverso un bloccaggio a compressione del Bladder di tipo 'free floating' che sfrutta due sigilli elastomerici, ridondati per motivi di sicurezza. Una morsa in particolare è posta nella parte terminale e rappresenta un collegamento secondario mentre quello primario è posizionato in verticale per consentire l'uscita a 90° del Bladder dalla struttura rigida e per evitare contatti pericolosi tra i due, che potrebbero danneggiarlo. Il Bladder, in questo modo, deve garantire unicamente la stabilità e l'ermeticità del contatto e la sua integrità viene garantita poiché risulta essere sottoposto ai soli carichi di compressione nel punto di serraggio che sono comunque molto contenuti.

I nastri del restraint layer che devono essere collegati alla struttura rigida sono quelli longitudinali. Si sceglie di utilizzare un metodo presente in letteratura e rappresentato in figura 3.5. La parte terminale dei nastri viene avvolta attorno a dei cilindri collegati alla struttura rigida mediante degli end-loop chiusi attraverso delle cuciture. Il collegamento garantisce la ridistribuzione del carico sull'intera striscia evitando che esso rimanga concentrato sulla parte terminale. Per evitare possibili abrasioni nella zona di contatto, attorno ai cilindri, si inseriscono dei rulli rotanti che permettono, mediante eventuali rotazioni, che il restraint layer non subisca abrasioni.

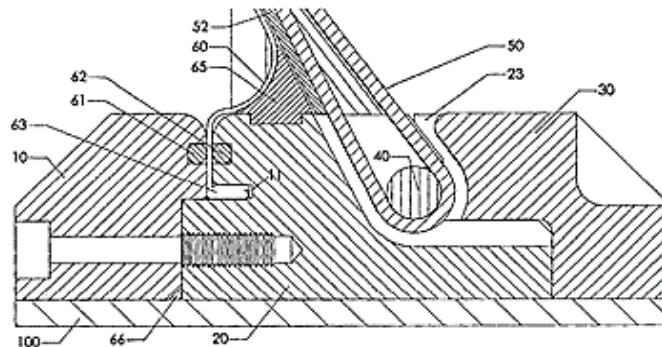


Figura 3.5: Soluzione adottata per le fibre longitudinali. Tale soluzione è presente in letteratura e prevede dei rulli su cui avvolgere i nastri terminali di Zylon che vengono poi chiuse mediante cuciture.

4 Dimensionamento Strutturale

4.1 Definizione sezione ordinata

Per la definizione della sezione dell'ordinata si è partiti con il considerare il dimensionamento di tale elemento strutturale su suolo lunare, andando a valutare l'azione del differenziale di pressione e del carico di regolite.

Si è dunque ipotizzata una funzione prettamente di forma delle ordinate, col fine di conferire al rivestimento una forma semicilindrica. Le ordinate, connesse al rivestimento mediante le cerniere, permettono di mantenere la forma della struttura, evitando un'eccessiva espansione degli strati della parte flessibile, i quali supportano i carichi di pressione mediante il *Restraint*.

Le azioni che si scaricano sulla generica ordinata attraverso le cerniere sono state calcolate suddividendo la superficie della parte gonfiabile in un numero di strisce pari al numero di ordinate. Per ciascuna di queste ultime, si è valutata la forza risultante suddivisa poi per il numero di cerniere.

Per quanto riguarda la regolite, l'approccio è stato il medesimo, avendo come dato iniziale la distribuzione superficiale della inerente massa. La forza risultante, in questo caso, è stata poi divisa per il numero di nodi della mesh interni. Infine, è stato poi implementato un piccolo codice MatLab per il calcolo delle componenti delle forze ed affinché, le azioni trasferite attraverso le cerniere risultassero perpendicolari agli elementi nei punti stabiliti.

In maniera iterativa, sono state valutate differenti sezioni, attraverso l'utilizzo del SW Patran per il pre e post processing e del SW Nastran per il processing agli elementi finiti, per poter ottenere spostamenti massimi e tensioni assiali (Von Mises) accettabili, cercando di massimizzare il momento di inerzia lungo l'asse verticale della sezione senza aumentare in maniera eccessiva il peso dell'intero elemento strutturale.

4.2 Risultati ottenuti

Sono state prese in considerazione due casistiche

- 8 ordinate, con sezione a doppio T, con 7 cerniere ciascuna;
- 12 ordinate, con sezione a doppio T, con 9 cerniere ciascuna.

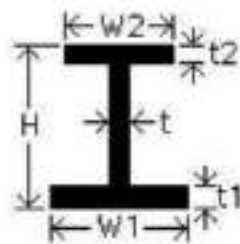
Per ciascuna delle precedenti configurazioni sono state valutate differenti sezioni trasversali, le quali caratteristiche geometriche e risultati annessi sono riportati in appendice.

Di seguito viene riportato il modello implementato inerente alla configurazione scelta (9 cerniere, 12 ordinate), costruito nel piano x (direzione orizzontale) - y (direzione verticale).



Figura 4.1: Distribuzione dei carichi nel modello finale

L'ordinata è stata modellata usando elementi CBAR (Property Bar) e vincolata, nei due estremi inferiori con un incastro. Sotto, sono invece riportate le caratteristiche geometriche scelte della sezione dell'ordinata



W1	0.1 m
w2	0.1 m
H	0.1 m
t	0.015 m
t1	0.015 m
t1	0.015 m

Figura 4.2: Sezione dell'ordinata a doppio T

ed i risultati ottenuti in termini di spostamento, a sinistra, e stress (Von Mises), a destra.

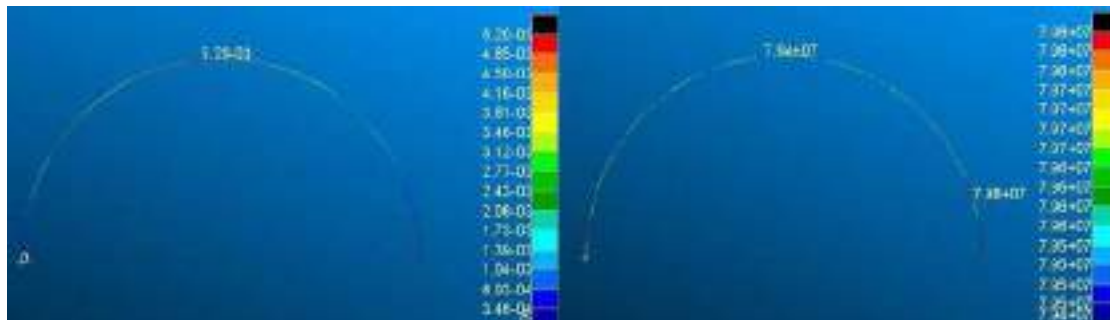


Figura 4.3: Valori dello spostamento e stress (Von Mises)

In particolare, si è ottenuto uno spostamento massimo in y, al top della struttura, pari a 5.20 mm, ed una tensione (Von Mises) pari a 79.4 MPa, ampiamente al di sotto della tensione di snervamento del materiale utilizzato (Al 7075-T6: 434 MPa).

4.3 Analisi statica al lancio del modulo principale

L'analisi al lancio si è principalmente focalizzata sull'analizzare il comportamento della struttura soggetta ai carichi inerziali causati dalle accelerazioni. Anche in questo caso si è deciso di sfruttare sia Patran, per lo sviluppo del modello e post-processing, che Nastran per ottenerne la relativa risposta della struttura.

Sotto è riportato il modello sviluppato su Patran.

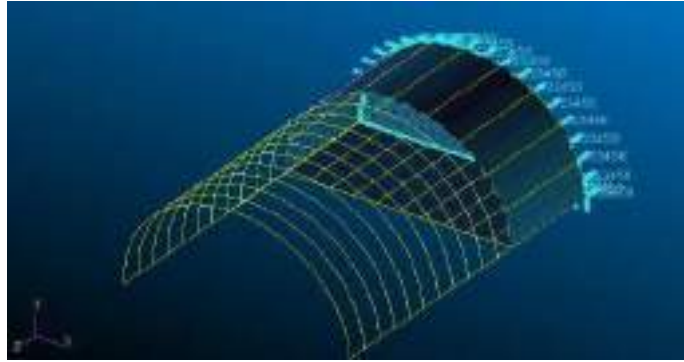


Figura 4.4: Modulo principale al lancio costruito in ambiente Patran

La struttura è stata modellata usando degli elementi CBAR (Property Bar) per le ordinate, i pistoni del dispiegamento ed i correnti della struttura rigida posteriore, quest'ultima modellata invece attraverso elementi CQUAD4 (Property Shell). Inoltre, una sezione a C è stata scelta per definire l'ultima ordinata, cercando di riprodurre l'anello di aggancio alla rimanente parte anteriore del modulo.

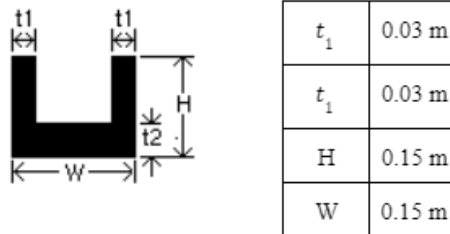


Figura 4.5: Sezione dell'anello di aggancio a C

Il vincolo è un incastro disposto lungo il contorno della superficie inferiore, simulando dunque l'attacco all'adapter. L'azione dei carichi inerziali è stata implementata sfruttando il Tool posto a disposizione da Patran "Inertial Load", che permette di moltiplicare le componenti di una generica accelerazione (dato di input) per gli elementi della matrice di massa della struttura. In particolare, come valore di accelerazione è stata considerata quella massima verticale e trasversale, deducibile dal diagramma di manovra del lanciatore: 6g in z e 2g in x. In fine, la soluzione usata per il calcolo degli spostamenti è stata la SOL 101, quindi la soluzione lineare elastica. Sono di seguito riportati i risultati in termini di spostamenti:

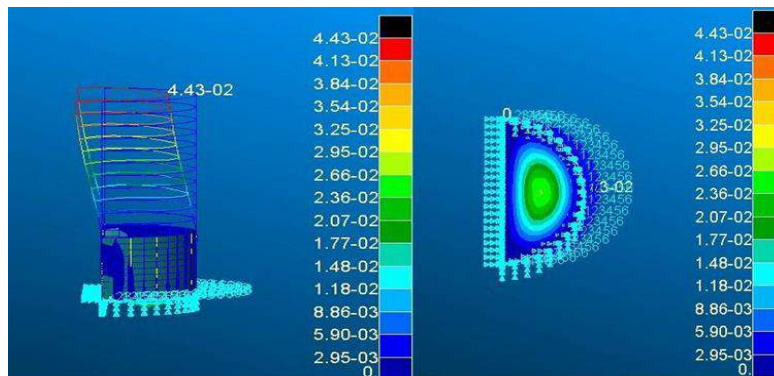


Figura 4.6: Valori dello spostamento

e di tensioni (Von Mises).

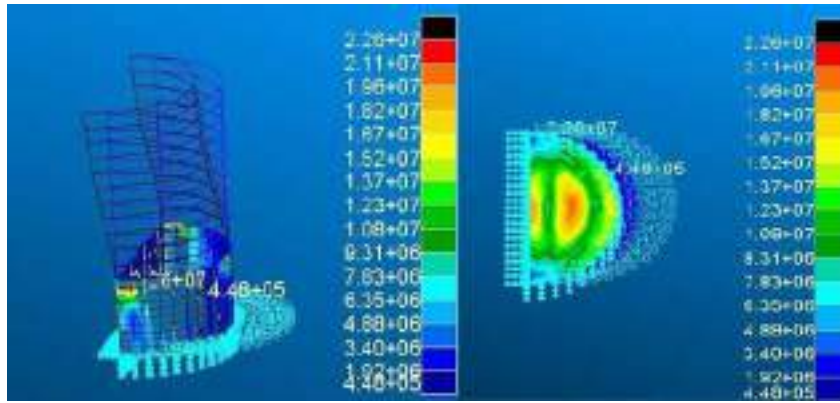


Figura 4.7: Valori dello stress (Von Mises)

Chiaramente la struttura presenta un massimo spostamento al top di circa 4.5 cm essendo quella parte distante dal vincolo dato. In ogni caso, non dovrebbe destare preoccupazioni in quanto, dato lo spazio circostante, non vi è interferenza con altri corpi presenti all'interno del fairing.

Per quanto riguarda le tensioni, le zone particolarmente sollecitate risultano essere quelle degli attacchi con i pistoni e la base della struttura. In ogni caso, le tensioni di Von Mises massime, pari a 22.6 MPa risultano anche qui inferiori rispetto alla tensione di snervamento del materiale utilizzato (Al 7075-T6: 434 MPa).

4.4 Analisi statica al lancio del modulo secondario e airlock

Allo stesso modo viene eseguita una analisi statica lineare elastica al modulo secondario (B) a cui è collegato l'airlock. Di seguito si riporta una visualizzazione della struttura in questione:

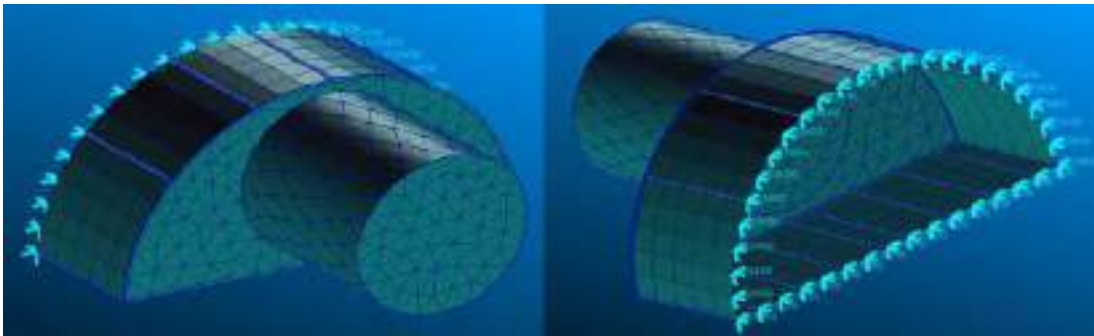


Figura 4.7: Modulo secondario ed airlock al lancio costruiti in ambiente Patran

Ordinate e correnti sono stati modellati con elementi BAR (Property Bar) mentre le superfici con elementi CQUAD4 (Property Shell). Anche qui il vincolo "incastro" è stato applicato sul bordo libero della struttura semicilindrica come mostrato in figura, questo per simulare il collegamento con l'adapter in fase di lancio. Lo spessore del solo airlock è pari a 20 millimetri ed è stato maggiorato rispetto alla restante struttura (7 millimetri) per sopportare meglio i carichi di pressurizzazione e depressurizzazione a cui è ciclicamente sottoposto. Le forze in gioco sono un carico inerziale pari a 6g lungo z e uno di 2g lungo y. Dall'analisi statica si ricavano gli spostamenti:

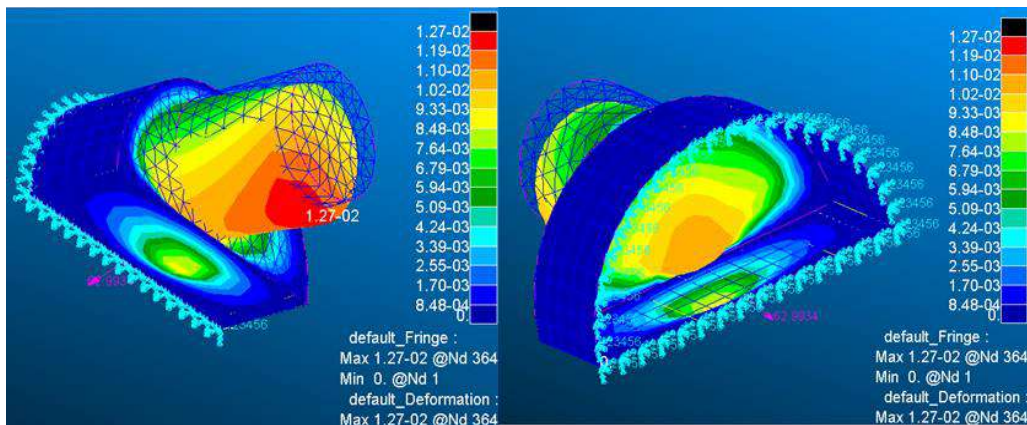


Figura 4.8: Valori dello spostamento

e le tensioni.

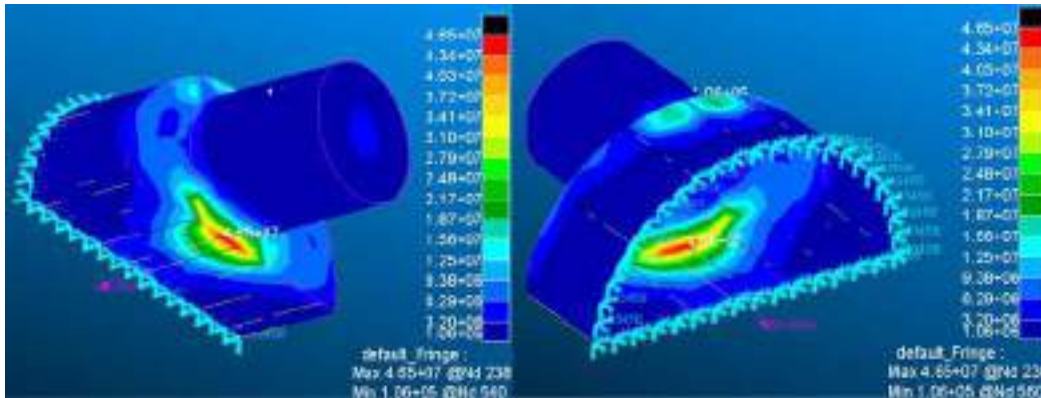


Figura 4.9: Valori dello stress (Von Mises)

Il massimo spostamento è di 1.27 centimetri ed è in prossimità dell'estremità dell'airlock, come ci si poteva aspettare. Spostamento è contenuto e il modulo non interferisce con le altre strutture presenti all'interno del fairing.

La massima tensione (Von Mises), come mostrato in figura, è in corrispondenza dello spigolo inferiore del semicilindro ed è pari a 46 MPa. Il valore ottenuto è ben al di sotto del limite di snervamento della lega di alluminio utilizzata (Al 7075-T6: 434 MPa).

4.5 Ricalcolo delle masse

Dal dimensionamento della struttura primaria risulta possibile ricalcolare la stima della massa del modulo lunare.

Il contributo dei sistemi si calcola moltiplicando la massa della struttura primaria semirigida per un fattore di 2/3 ricavato dalla letteratura (Moon Village), mentre il contributo dei rinforzi si ricava da un calcolo teorico che migliora le approssimazioni effettuate sulle tensioni da pressurizzazione in fase di scelta della forma. Si sommano i contributi delle diverse parti della struttura primaria e delle strutture non primarie, trovando una massa finale inferiore alla stima iniziale, con la quale si riconferma la possibilità di utilizzare il Falcon Heavy come lanciatore.

Strato	Struttura rigida primaria	Parte flessibile	Sistemi	Rinforzi	Totale	Stima iniziale
Massa [kg]	3375	939	2876	283	7473	10093

Tabella 4.11: Ricalcolo della massa

5 Interfaccia lanciatore

5.1 Adapter e Payload Ring

Il primo elemento che adempie alla funzione di interfaccia fisica fra il lanciatore e il payload è sicuramente il *payload adapter*. Il *payload adapter*, anche chiamato *payload attach fitting* (PAF) è un componente strutturale il cui compito principale è trasmettere le accelerazioni del lanciatore al payload. In particolare, il lanciatore scelto, Falcon Heavy, dispone di due PAF standard tra cui è possibile selezionare quello più adeguato. La scelta è ricaduta sul PAF che può supportare un payload fino a 18 tonnellate, avente un diametro di attacco pari a 2624 mm, misura più in linea con il progetto finora esposto.

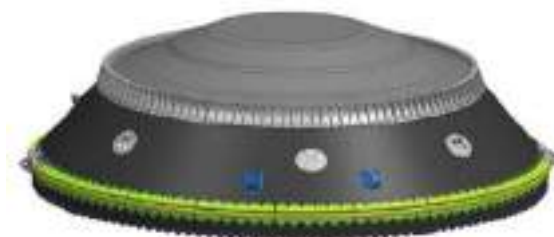


Figura 5.1: SpaceX 2624 mm - payload attach fitting

I meccanismi di fissaggio previsti per questo PAF sono dei *clamp band*. Tuttavia, si può notare come la geometria dell'adapter non combaci esattamente con quella del modulo *inflatable* progettato. Risulta quindi necessario provvedere

un adeguato *interface ring*, da collegare allo *spacecraft*, che rispetti le dimensioni del PAF, e che tenga conto del *keep-out volume*. A questo proposito si è deciso di definire un'apposita geometria per l'*interface ring*, che viene mostrata in figura:



Figura 5.3: Interface ring - sezione frontale



Figura 5.2: Interface ring

La scelta di questa configurazione deriva da considerazioni svolte a valle della scelta della forma del payload. Perché il payload potesse essere trasportato in modo appropriato all'interno del *fairing*, rispettandone le dimensioni imposte dai manuali del lanciatore, è stato necessario suddividerlo in due parti al fine di ridurre il disallineamento tra centro di massa del payload e asse del lanciatore. Un semicilindro rigido supporta il dispositivo flessibile impacchettato e adeguatamente ancorato, mentre il secondo semicilindro rigido sostiene l'*airlock*.

5.2 Static Test e Analisi Modale

Lo studio dei carichi agenti sullo *spacecraft* è necessario per verificare che la struttura possa resistere ai tipici carichi delle diverse fasi di missione. Una struttura rigida risulta essere correttamente caricata a valle di analisi sui cicli di carico a cui è sottoposta, in particolare l'involucro dei carichi statici di lancio.

Lo *static test* ha lo scopo di verificare la resistenza delle strutture dei velivoli spaziali, in particolare vanno a confermare l'integrità del progetto degli elementi strutturali primari e verificare la rigidità globale, assiale, laterale per mezzo di carichi uni-assiali. Il dimensionamento avviene sulla tensione di snervamento del materiale e il test finale verifica quindi che la struttura resista ai carichi senza deformarsi eccessivamente o crollare. L'analisi statica è stata applicata ad entrambi i moduli della struttura, il modulo A che comprende la parte flessibile e il modulo B, dove è presente l'*airlock*. Proprio per la grossa differenza strutturale che caratterizza questi due elementi, è bene proseguire l'analisi parallelamente. Utilizzando il software Nastran è stata poi eseguita un'analisi modale del modulo A e del modulo B, dei quali sono stati studiati i primi 10 modi. Si riportano di seguito solo le frequenze proprie delle due strutture. Si rimanda all'Appendice per l'approfondimento di risultati notevoli sui modi propri dei due moduli.

Modo	Frequenza Modulo A [Hz]	Frequenza Modulo B [Hz]
Modo 1	2.67761	4.26303
Modo 2	3.39956	10.3926
Modo 3	4.92687	14.3061
Modo 4	8.9999	30.5344
Modo 5	9.37257	30.6758
Modo 6	12.8239	33.9532
Modo 7	13.9238	34.4264
Modo 8	15.1502	37.5342
Modo 9	15.5243	39.7663
Modo 10	19.2373	44.6877

Tabella 5.1: Primi 10 modi propri di vibrazione del modulo A e del modulo B

5.3 Sine Vibration Test

Il *sine vibration test* vede lo *spacecraft*, o una sua parte, incastrata ad una piattaforma rigida che oscilla lungo un unico grado di libertà, mentre gli altri sono bloccati. Il test applica un carico sinusoidale a una sola armonica con frequenza variabile in un certo spettro, appartenente alle basse frequenze, nella durata del test. Da questa analisi si individua generalmente un picco di spostamenti in prossimità delle frequenze proprie dei primi modi del sistema.

Prima di studiare un modello FEM completo con entrambi i moduli, *interface ring* e *payload adapter* sono state svolte delle analisi preliminari di risposta in frequenza con modello ad 1 grado di libertà e di *sine vibration test* sui moduli, presi isolati. Tale test si è reso necessario perché la struttura primaria è particolarmente sensibile alle basse frequenze. Questo

lavoro è stato riportato nell'Appendice, di seguito invece si riporta esclusivamente il lavoro svolto sul modello accoppiato, visibile in Figura 5.4.

I file utilizzati per tali analisi sono reperibili al seguente indirizzo: [Modulo Inflatable Analisi FEM](#).

Nel modello accoppiato il *payload adapter* è stato modellizzato prendendo come riferimento PAF realmente esistenti, mentre l'*interface ring* è stato modellizzato come massa concentrata e collegato agli altri componenti mediante *Multi-Point Constraint* di tipo RBE2.

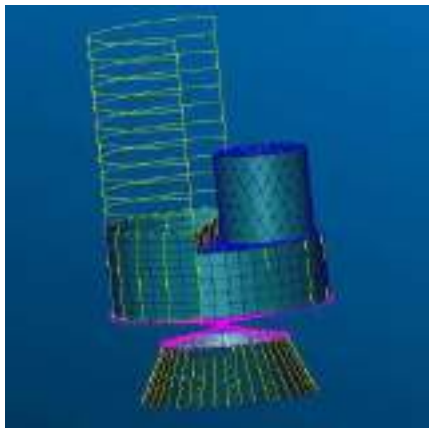


Figura 5.4: Modello accoppiato- Adapter e Payload

Dopo un'analisi preliminare sulle frequenze proprie della struttura è stata calcolata la risposta in frequenza del modello ad un carico di accelerazione con frequenza compresa tra 5 e 100 Hz (*sine sweep*) e ampiezze note dalla User's Guide del lanciatore, applicato sulla base in modo da simulare l'ambiente di lancio.

Si riportano gli spostamenti a valle di alcune frequenze significative:

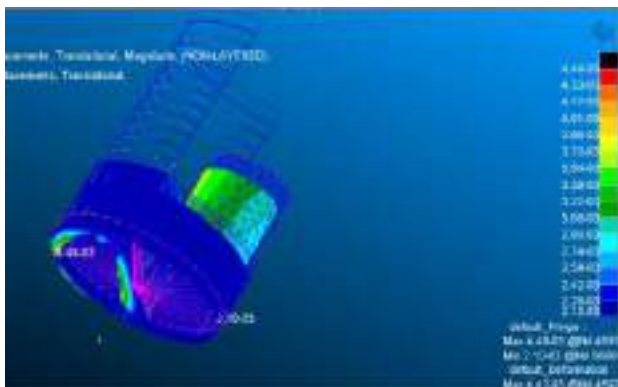


Figura 5.5: Spostamenti di base a 8.1667 Hz

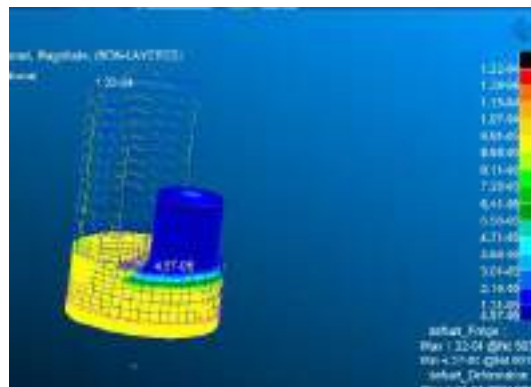


Figura 5.6: Spostamenti di base a 40.46 Hz

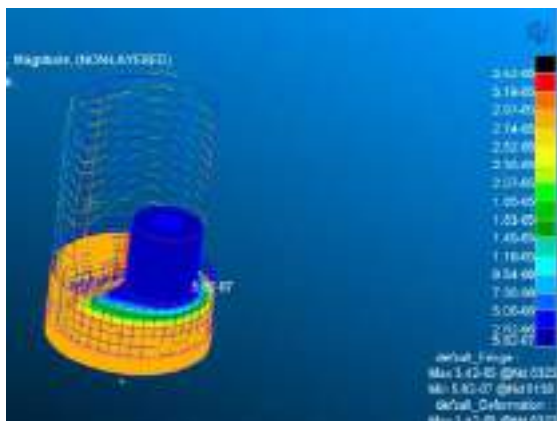


Figura 5.7: Spostamenti di base a 40.46 Hz

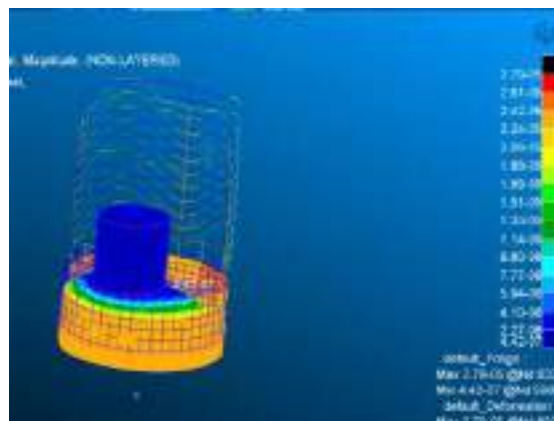


Figura 5.8: Spostamenti di base a 96.83 Hz

Una valutazione interessante si può fare sull'*airlock*: essendo una delle parti più massive, risulta avere spostamenti trascurabili rispetto alle altre componenti strutturali, rendendolo sicuramente meno soggetto alle sollecitazioni imposte dai carichi di lancio. L'effetto delle sollecitazioni è più visibile a basse frequenze, ma superati circa i 20 Hz, la camera di

equilibrio risulta avere un moto quasi rigido, mentre il resto della struttura prevede spostamenti più significativi, restando però sempre in un range che vada dai $3.99e-5$ m e $4.12e-7$ m.

Le centine che costituiscono gli elementi di sostegno della parte flessibile rispondono pochissimo alle basse frequenze, mentre sono più eccitate una volta superati i 20 Hz, ma in ogni caso gli spostamenti rimangono piuttosto contenuti, intorno a $1e-3$ m. La presenza di un elemento longitudinale intermedio nelle centine risulta fondamentale per ridurre gli spostamenti delle stesse e redistribuire opportunamente i carichi.

In questa analisi accoppiata non sono stati riscontrati modi locali dei pannelli che costituiscono le strutture rigide a semiguscio, testimoniando che la loro rigidità è sufficiente per resistere all'ambiente meccanico di bassa frequenza del lancio. Superati i 90 Hz i modi di vibrare della struttura restano pressoché costanti.

La struttura così disposta sull'*adapter*, nel suo complesso, presenta una buona stabilità ai carichi di lancio.

6 Dispiegamento

Le strutture *inflatable* consentono lo stivaggio in volume compatto di strutture leggere che assumono una forma finale dispiegata. La minimizzazione del volume strutturale avviene in accordo a schemi di impacchettamento efficienti tali da assicurare che il dispiegamento avvenga in maniera prevedibile e affidabile. Al fine del dispiegamento della struttura semicilindrica in esame è stato scelto il metodo di “*z-folding*” per l'impacchettamento di essa.

6.1 Z-folding

Il metodo di ripiegamento a zig-zag prevede che l'*inflatable* sia appiattito e poi piegato avanti e indietro a intervalli regolari. La natura discreta della piegatura crea una struttura discontinua in cui il flusso d'aria è limitato tra le sezioni. Tale caratteristica definisce una struttura sensibile ai piccoli cambiamenti di forma e l'imprevedibilità dell'evoluzione del dispiegamento a partire dalla configurazione impacchettata. Sono stati sviluppati diversi modelli basati su collegamenti rigidi e cerniere non lineari per descrivere le caratteristiche dominanti della dinamica del dispiegamento, supponendo che gli effetti di instabilità locale, inizialmente causati dall'impacchettamento, dominino l'intero processo. Una modifica per ovviare alla problematica dell'instabilità è stata offerta da Katsumata, il quale propose di sostituire la singola piega con un numero di pieghe aggiuntive che consentono una piccola apertura tra le sezioni ripiegate del *boom*. In tal modo si ottengono una pressione di gonfiaggio ed un flusso d'aria più uniformi, a scapito però di una maggiore complessità della piegatura ed una ridotta efficienza di impacchettamento. Inoltre, una volta lanciato, l'aria intrappolata esercita una pressione e impartisce una velocità iniziale alla struttura non appena si espande, la quale va tenuta in conto in ogni modello di dispiegamento.

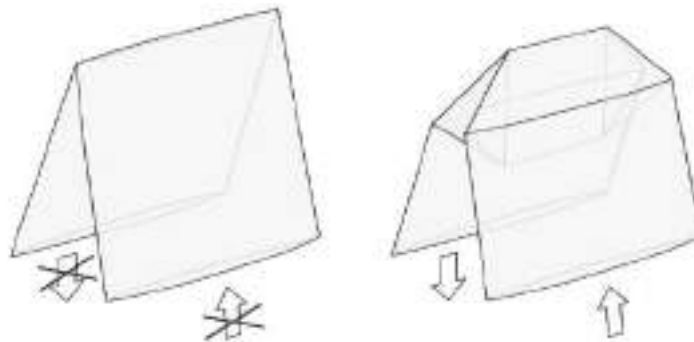


Figura 6.1: modifica Katsumata al metodo di *z-folding*

Tecniche di gonfiaggio

Il processo di gonfiaggio caratteristico del *Z-folding* è spesso sequenzializzato per semplificare e rendere più prevedibile il dispiegamento di architetture tubolari gonfiabili, aggirando le problematiche di discretizzazioni interne di volumi e complessità di simulazione dinamica. Si preferisce gonfiare un singolo compartimento per volta fino al raggiungimento delle pressioni e rigidità operative di missione. Raggiunti questi valori, mediante valvole di ritenimento o dischi di rottura installati sui diaframmi, si inizia il gonfiaggio del successivo compartimento nella sequenza.

6.2 Attracco moduli

Per poter correttamente bilanciare la massa allocata nel Fairing del lanciatore risulta necessario separare le due calotte emisferiche rigide del modulo durante il trasporto. La simmetria nella realtà non è comunque perfetta, soprattutto perché tagliare la membrana flessibile comporterebbe la degradazione delle sue proprietà.

La soluzione che il gruppo di progetto ha proposto è stata quella di scindere il modulo in 2 diversi elementi da collegare dopo l'allunaggio:

- **Elemento A** è l'elemento principale in termini di ingombro, costituito dall'elemento rigido di estremità del modulo, in cui vengono alloggiati vari sistemi, e dalla parte gonfiabile deputata a dispiegarsi creando il volume abitativo principale.
- **Elemento B** è l'altro elemento rigido costituito dal modulo in cui alloggiavano altri sottosistemi e l'*airlock*, è collocato simmetricamente rispetto l'asse del lanciatore e permette la centralizzazione delle masse di payload.

La parte gonfiabile, dunque, rimane integra e collegata da un lato ad una delle metà rigide della struttura, mentre dall'altro lato è fissata ad una centina anch'essa rigida. Quest'ultimo collegamento è svolto attraverso gli stessi sigilli di interfaccia usati per i restanti punti di contatto tra parte rigida e flessibile. Benché la soluzione proposta risolva sostanzialmente il problema della distribuzione di massa, di conseguenza si genera forzatamente la problematica relativa alla progettazione di un sistema e delle relative operazioni per il collegamento dei due moduli direttamente sulla superficie lunare, prima del dispiegamento vero e proprio.

Si opta inoltre per la definizione di una procedura che non coinvolga attività extraveicolare da parte degli astronauti.

Sintesi di problema del design

Il problema di progettazione creato si sostanzia nella necessità di effettuare l'allineamento ed il successivo accoppiamento di due elementi fra i quali dovrà da ultimo consolidarsi una tenuta stagna e permanente.

Tale procedura così descritta risulta evidentemente analoga ad una manovra di attracco tra navicelle di vario tipo e la ISS, in cui due superfici devono essere accoppiate su ognuno dei 6 gradi di libertà di movimento nello spazio prima di effettuare il consolidamento ermetico del collegamento.

Si ritiene pertanto la soluzione percorribile in ragione anche delle significative semplificazioni dovute al fatto che i moduli posano su suolo e l'aggancio non ha alcuna necessità di essere reversibile.

La soluzione proposta è la seguente:

- **Posa sulla superficie lunare:** Dopo l'allunaggio il braccio robotico posa i moduli "A" e "B" antistantemente, con un allineamento non necessariamente perfetto ad una distanza sicura per effettuare il movimento senza rischi ma sufficientemente vicino.
- **Attracco meccanico:** i tre pistoni meccanici telescopici movimentano la centina di giunzione del modulo "A" per effettuare l'attracco che viene quindi, consolidato ermeticamente.
- **Dispiegamento Pneumatico:** il modulo viene progressivamente riempito di gas la cui pressione porta a muovere progressivamente sulla superficie lunare il modulo "B", provvisto di ruote, sino al completo dispiegamento della struttura.

Considerazioni meccaniche

Si ritiene preferibile configurare il meccanismo con 3 distinti meccanismi di latching direttamente sul perimetro, di modo che questi risultino un sistema di vincolo non labile considerando che esercitino soli sforzi normali all'asse, senza dunque necessità di essere rinforzati per reggere sforzi di momento.

Pertanto, si opta per una configurazione di tipo androgino munita di 3 *coni auto-centrante* sul modulo "B" e 3 *latching probe* sulla centina di collegamento all'estremità della sezione inflatabile, come rappresentato nello schizzo in Fig.6.2

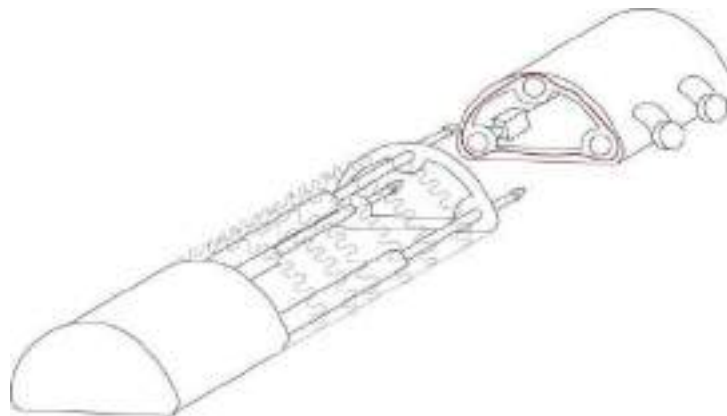


Figura 6.2: Schema generale dei moduli

Movimentazione servo-attuata

La centina di collegamento viene movimentata solidalmente ai 3 latching probe (che vi sono appunto fissati) dai 3 pistoni attuatori, i quali avendo controllo su due gradi di rotazione e quello di traslazione permettono l'avvicinamento e la correzione di eventuali disallineamenti dovuti ad una posa di precisione limitata fra i 2 moduli.

Tutti i collegamenti finora analizzati necessitano di essere ermetici in modo da evitare perdite di ossigeno ad opera del carico di pressione differenziale.

Configurazione scelta

La soluzione scelta prevede l'utilizzo di un elastomero connesso alla centina isolata premuto direttamente contro la superficie metallica piatta della calotta emisferica; questo metodo viene chiamato 'seal to flange'. Rispetto ad un collegamento di tipo 'seal to seal' risulta essere lievemente meno performante. Quest'ultimo infatti necessita di una forza di compressione inferiore per garantire il medesimo rateo di perdita, sollecitando in misura minore la struttura. Il *seal to seal* però deve essere connesso con estrema precisione in quanto, seppur piccolo, il disallineamento potrebbe portare a notevoli perdite. Al contrario, il *seal to flange* presenta una maggiore tolleranza, qui necessaria in quanto la connessione tra le due metà del modulo avviene direttamente sul suolo lunare, facendo estendere il modulo dispiegabile verso la seconda parte mediante dei pistoni per poi proseguire con l'espansione una volta stabilito il collegamento ermetico. Un collegamento con il livello di precisione necessario a garantire l'efficacia del metodo *seal to seal* potrebbe non essere assicurato, di conseguenza, si preferisce usare un approccio più conservativo e non utilizzare questo metodo.

La configurazione di sigillo scelta prende come riferimento i Gask-o-Seals della Parker Hannifin Corporation.

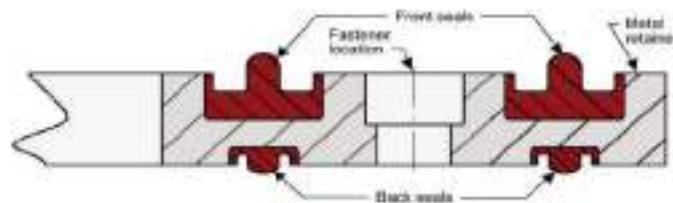


Figura 6.3: Configurazione seal to flange, ordinata con presenza del doppio strato di elastomeri, conformazione Geak-o-Seals

Questo tipo di sigillo prevede che l'elastomero venga stampato direttamente all'interno di scanalature ricavate nell'ultima ordinata di forza. Il sigillo presenta una forma a bulbo nella parte centrale, con porzioni vuote ai lati. Questo permette all'elastomero di allargarsi in modo omogeneo quando sottoposto a compressione.

Si pongono, dunque, due strisce di materiale elastomerico che corrono parallele lungo tutto il perimetro dell'ordinata, questo in accordo alle normative del settore che prevedono, per tutti i moduli con presenza umana a bordo, che i sigilli pensati per diametri superiori ai 6 pollici (15 centimetri) siano posti in ridondanza. Possiamo, in questo modo, soddisfare i requisiti in termini di leak rate applicati, secondo i principi dei metodi di fault tolerance.

Materiale

Per le analisi in seguito proposte, si fa riferimento, come materiale utilizzato, all'S0383-70 il quale è un materiale siliceo di durezza pari a 70 durometri. Tale scelta è stata effettuata poiché il materiale è stato utilizzato per diverse applicazioni spaziali e, a seguito di un adeguato processo di cura, è in grado di rispettare adeguatamente i requisiti in termini di leak rate, il quale, non deve essere il valore di 2.5×10^{-3} lb m air/day. I materiali di natura silicea inoltre sono spesso utilizzati per applicazioni spaziali grazie all'ampia gamma di temperature supportate ($-75^{\circ}/+175^{\circ}$). Tale caratteristica permette l'applicazione anche nel caso in esame, considerando la presenza, a regime, di uno strato di regolite.

Carichi di compressione e temperatura

Per i dimensionamenti successivi è necessario svolgere un'analisi dei carichi richiesti per comprimere adeguatamente l'elastomero in modo da garantire in basso rateo di perdita. Si riporta un grafico che descrive la variazione dei carichi di compressione al variare della temperatura.

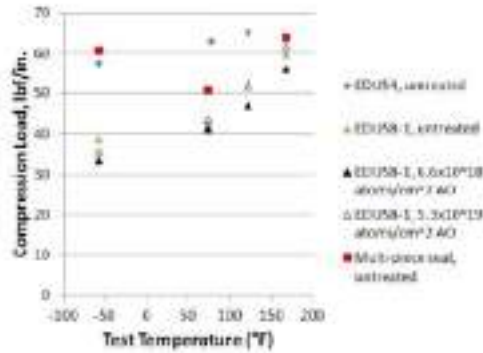


Figura 6.4: Andamento della compressione necessaria in funzione della temperatura

Si nota, come accennato in precedenza, un aumento del carico di compressione necessario all'aumentare della temperatura. In figura sono mostrate diverse possibilità per il sigillo in termini di struttura adottata sia di configurazione. Si dimensiona la forza di compressione necessaria in quella che viene valutata come la condizione più gravosa per il materiale ovvero la massima temperatura. Considerando la presenza di schermatura o comunque che il dispiegamento non avverrà con le condizioni termiche più estreme presenti sulla Luna si ipotizza come sensata una temperatura massima di 100° C. Per essa si nota una forza di compressione necessaria di 55 lbf/in inferiore alla soglia di 70 lbf/in fissata da normativa per evitare il danneggiamento del materiale.

Considerando il perimetro complessivo della struttura, pari a 11.8 metri, si ricava un carico complessivo necessario pari a 114 KN.

6.3 Spostamento moduli

Per lo spostamento dei moduli si è pensato di dotare il modulo "B" di n°4 ruote di tipo "Swedish". Queste ruote sono in grado di muoversi in modo omnidirezionale anche se non hanno asse di rotazione verticale. L'omnidirezionalità è garantita perché la configurazione delle swedish è del tutto simile a una ruota standard fissa con l'aggiunta di rulli fissati alla circonferenza della ruota con assi antiparalleli all'asse principale del componente ruota fissa. L'angolo esatto γ tra l'asse principale della ruota e gli assi dei rulli può variare, come mostrato in Fig.6.5

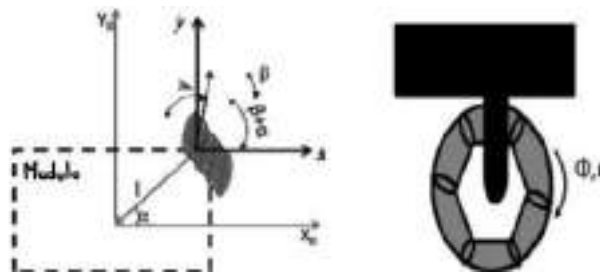


Figura 6.5: Ruota "swedish"

Nel caso in cui $\gamma=0^\circ$ la componente zero della velocità ha la stessa direzione del piano della ruota, comportandosi di fatto come una ruota standard fissa. Se invece $\gamma=90^\circ$, il moto della ruota si ridurrebbe a un semplice slittamento laterale. Per $0^\circ < \gamma < 90^\circ$ si ha un moto che presenta entrambe le componenti.

Carrello retrattile

La scelta del tipo di ruota è ricaduta sul tipo "svedese" non solo per l'omnidirezionalità nello spostamento ma anche per dotare il modulo, e quindi il sistema ruota, di un meccanismo di retrazione delle ruote stesse una volta che il dispiegamento fosse ultimato.

Il sistema pensato è molto simile ad un tipico carrello retrattile aeronautico, ovvero con supporto di rinforzo pieghevole. Il vantaggio principale di questo meccanismo di retrazione è che occupa relativamente poco spazio dopo la retrazione. Inoltre, a differenza del caso di un aeromobile, il sistema ruota non viene stivato all'interno del modulo ma semplicemente ruotato verso l'esterno, per evitare sottrazioni di volume al modulo abitabile.

Interazione veicolo-suolo

Per valutare l'interazione tra il veicolo ed il suolo si fa riferimento al modello di *Bekker*, basato sulle omonime equazioni. È un modello lineare a un grado di libertà (1 DOF), che presuppone che in un suolo perfettamente coeso (es. argilla), la spinta del suolo sia solo funzione della superficie di contatto, e che per un suolo perfettamente friabile (es. sabbia asciutta),

la spinta del suolo sia unicamente funzione del peso del veicolo. Gli effetti del suolo sono tenuti in conto nel parametro "Soil-thrust fraction" derivante dalla modellizzazione matematica della curva stress-strain del suolo attraverso spostamento e frequenza naturale di una vibrazione aperiodica. Tali grandezze sono state incluse nei coefficienti $s=1-V/(\omega_r)$, Wheel slip ratio e K, coefficiente di slittamento del suolo.

$$\text{Soil - thrust fraction} = 1 - \frac{K}{l} \left(1 - e^{\frac{sl}{K}} \right)$$

L'equazione della spinta del suolo secondo il modello Bekker diventa:

$$H = [A \cdot c + W \cdot \tan(\phi)] \left[1 - \frac{K}{l} \left(1 - e^{\frac{sl}{K}} \right) \right]$$

Considerando un parametro di wheel slip ratio compreso tra 0.02 e 0.05, si estrapola dalla curva sottostante il valore di Soil-Thrust fraction pari a 0.9.

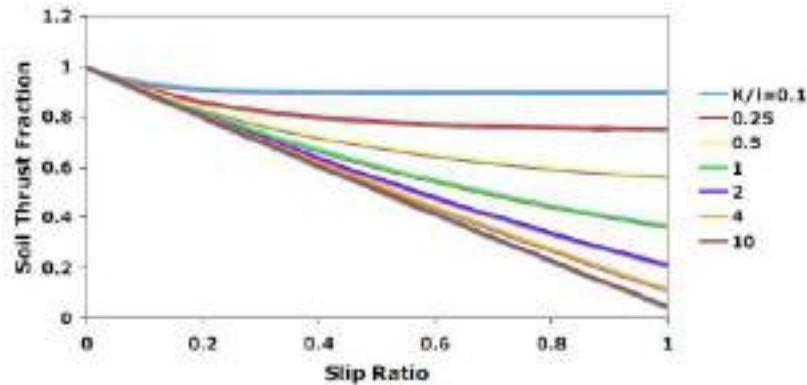


Figura 6.6: Curva per la Soil-thrust Fraction

Si definisce inoltre la "Drawbar pull", ovvero la differenza tra spinta totale H e la somma dei contributi delle resistenze.

$$DP = H - (R_c + R_b + R_g + R_r)$$

con:

- H Forza traente per ruota

- R_c Resistenza di compattazione $R_c = \frac{1}{2} (k_c + bk_\phi)^{-\frac{1}{3}} \left(\frac{3W_w}{2\sqrt{D}} \right)^{\frac{4}{3}}$

- R_b Resistenza di bulldozing

$$R_b = \frac{b \cdot \sin(\alpha + \phi)}{2 \sin \alpha \cos \phi} (2z c K_c + \gamma z^2 K_\gamma) + L_0^3 \cdot \frac{\gamma}{3 \left(\frac{\pi}{2} - \phi \right)} + c L_0^2 \left(1 + \tan \left(\frac{\pi}{4} + \frac{\phi}{2} \right) \right)$$

$$\text{con } z = \frac{\left(1.5 \cdot \frac{W_w}{(K_c + bk_\phi)} \right)}{(\sqrt{D})^{3/2}}$$

- R_g Resistenza gravitazionale $R_g = W_{vehicle} \cdot \sin(\theta)$

- R_r Resistenza al rotolamento $R_r = c_f \cdot W_{vehicle}$ con coefficiente di attrito $c_f = 0.05$

Per valori negativi o nulli di Drawbar pull il veicolo non è in grado di muoversi. Per tale ragione, per ottenere una stima della pressione da immettere nel modulo inflatabile in modo che la struttura si gonfi e riesca a spingere il modulo "B" fino alla sua posizione finale, si vuole che essa sia in grado di dar luogo a una forza maggiore della somma delle resistenze.

$$H > (R_c + R_b + R_g + R_r)$$

VALORI CANONICI DEL SUOLO LUNARE E VARIABILI DELLE COMPONENTI DI RESISTENZA		
n	Esponente della deformazione del suolo	1
k_c	Coefficiente di coesione della deformazione del suolo	1400 N/m ²
k_d	Coefficiente di attrito della deformazione del suolo	83000 N/m ²
c	Coefficiente di coesione del suolo	170 N/m ²
K	Coefficiente di scorrimento del suolo	1.5 cm
ϕ	Angolo di attrito al rotolamento	33° [30°-40°]
γ	Densità del suolo	0.002595 N/cm ³
L_a	Lunghezza di rottura (lunghezza del suolo rotta dalla compressione)	$L_a = z \cdot [\tan(\pi/4 + \phi/2)]^2$
K_c	Modulo di coesione della deformazione del suolo	33.27
K_γ	Modulo di densità della deformazione del suolo	72.77
α	Angolo di inclinazione della ruota	$\alpha = \arccos(1 - 2z/D)$
N_c	Coefficiente 1 di pressione passiva del suolo	48.09
N_q	Coefficiente 2 di pressione passiva del suolo	32.23
N_γ	Coefficiente 3 di pressione passiva del suolo	33.27

Tabella 6.1

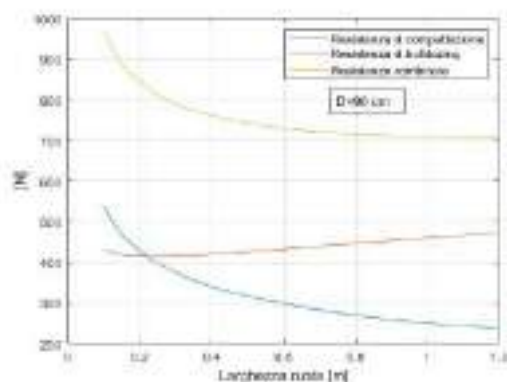


Figura 6.7: Variazione delle resistenze al variare dello spessore delle ruote a diametro fissato

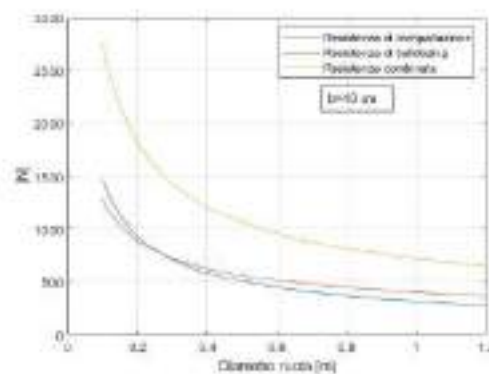


Figura 6.8: Variazione delle resistenze al variare del diametro delle ruote a spessore fissato

Stima della pressione necessaria alla movimentazione del modulo

Dalle considerazioni fatte sulle forze agenti su ogni ruota, è possibile quantificare la pressione necessaria allo spostamento del "modulo B" verso la propria collocazione finale. In primo luogo, sono state ipotizzate due coppie di ruote di diametro 90 cm e spessore 40 cm. Si stima che la lunghezza della superficie di contatto sia pari a metà raggio della ruota. Si ottengono i seguenti risultati:

- Lunghezza di affondamento = 4.5 cm
- Resistenza gravitazionale = 987 N
- Resistenza al rotolamento = 405 N
- Resistenza di compattazione (singola ruota anteriore) = 340 N
- Resistenza di bulldozing (singola ruota) = 420 N
- Resistenza totale per ruota = 2152 N
- Resistenza per quattro ruote = 4433 N = Minima forza traente
- Pressione necessaria alla movimentazione del modulo = 338 Pa = 0.0041 atm

Forze e tempi del dispiegamento

Il dispiegamento pneumatico e la pressurizzazione del modulo vengono scomposti in 3 fasi distinte:

1. **Fase A-Riempimento** Durante la prima fase, dopo l'attracco stagno fra le 2 unità avviene un riempimento isocoro di gas sino al raggiungimento della pressione necessaria a generare una forza motrice in grado di vincere la resistenza delle ruote. In questa fase il flusso di gas immesso deve essere lento e graduale e viene mantenuto uguale a quello calcolato nella successiva fase di dispiegamento.
2. **Fase B-Dispiegamento** Non essendoci come per altre strutture la necessità di un dispiegamento rapido, si impone che le forze inerziali siano trascurabili rispetto le altre forze agenti, ovvero si impone conservativamente che il contributo inerziale sia 6 ordini di grandezza inferiore al contributo della resistenza offerto dalle ruote su un modello 1D del sistema:

$$accelerazione = \frac{Forza\ resistente}{massa \cdot 10^6}$$

Si ricava quindi l'accelerazione media, dalla quale è possibile ricavare il tempo totale del dispiegamento:

$$t = \sqrt{2 \cdot \frac{allungamento}{accelerazione}}$$

Dove *allungamento* è la misura dello spostamento fra la fase iniziale, a modulo *packed* e quella finale *deployed*.

3. **Fase C-Pressurizzazione** A questo punto la struttura è completamente dispiegata e non ci saranno altri movimenti della stessa a meno di quelli, trascurabili in questa fase di analisi, dovuti al margine elastico dei materiali. Pertanto, il flusso di gas può essere accelerato notevolmente sino alla completa pressurizzazione.

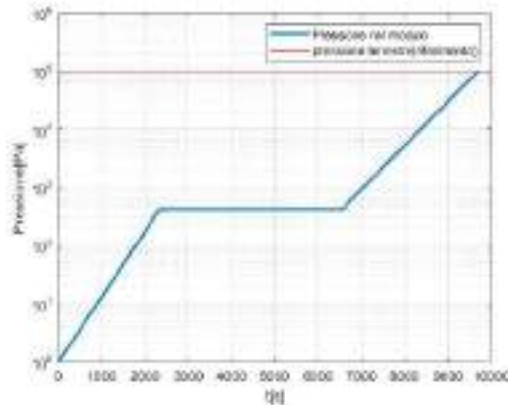


Figura 6.9: Variazione pressione in funzione del tempo (I ramo: fase A, II ramo: fase B, III ramo: fase C)

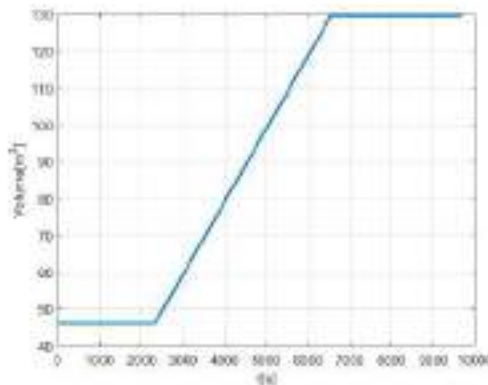


Figura 6.10: Variazione volume in funzione del tempo (I ramo: fase A, II ramo: fase B, III ramo: fase C)

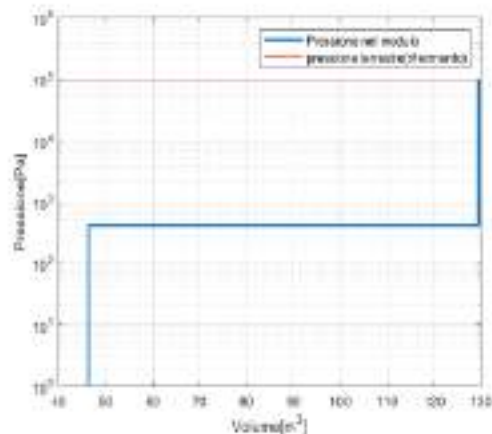


Figura 6.11: Variazione pressione in funzione del volume (I ramo: fase A, II ramo: fase B, III ramo: fase C)

Bibliografia

R. Biesbroek et al., Moon Village, *CDF Study Report: CDF-202(A)-Issue 1.1*, ESA, settembre 2020, pagine 64-65

Falcon user's guide, SpaceX, September 2021

Kennedy K.J., Raboin J., Spexarth G., Valle G., (2000) *Inflatable Structures Technology Handbook*, NASA Technical Report Servers (NTRS), Chapter 21: Inflatable Habitats.

Urbinati L., Supervisors: Carrera E., Pagani A. (2020). *Inflatable Structures for space applications*, Master Thesis.

Bigelow Aerospace. Bigelowaerospace.com. <https://bigelowaerospace.com/pages/beam/>

ILC Dover LP. Ilcdover.com. <https://www.ilcdover.com/aerospace/>

Engineers Edge, LLC. Engineersedge.com. https://www.engineersedge.com/flat_plates_equations_calculators.html

Dronadula R., Benaroya H. (2021). *Hybrid lunar inflatable structure*, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Rutgers University, New Brunswick, NJ (USA).

Benaroya H. (2018). *Building Habitats on the Moon, Engineering Approaches to Lunar Settlements*, Springer.

Lakshmisankar. (2015). *SME1204 - Strength of Materials*. Sathyabama Institute of Science and Technology.

Trifonov, Oleg & Cherniy, Vladimir. (2014). *Analysis of Stress-Strain State in a Steel Pipe Strengthened With a Composite Wrap*. *Journal of Pressure Vessel Technology*.

Scari, Alexandre & Magalhaes, Pedro. (2014). *Contact Stress Analysis of a Tapered Roller Bearing: Numerical X Aanalitical*.

Wibawa, Lasinta & Diharjo, Kuncoro & Raharjo, Wijang & H. Jihad, Bagus. (2020). *Stress Analysis of Thick-Walled Cylinder for Rocket Motor Case under Internal Pressure*.

Young, Warren C. (2001). *Roark's Formulas for Stress and Strain (7th Edition)*. McGraw-Hill Professional Publishing, New York, USA, Chapter 11: Flat Plates.

R. W. Fairbridge. (2001). *Encyclopedia of Astronomy and Astrophysics*. CRC Press

TOYOBO, *Zylon (PBO Fiber) Technical Information*, 2005

DuPont, *Nomex®Fiber Technical Guide*, 2019

Ansys, *GRANTA EduPack*

NASA, *Inflatable Structures Technology Handbook*, Draft 7/5/2000

Cadogan D., Stein J., Grahne M., *Inflatable composite habitat structures for Lunar and Mars exploration*, 1999

Urbinati L., *Inflatable Structures for space applications*, 2020

Valle G., Litteken D., Jones T., *Review of Habitable Softgoods Inflatable Design, Analysis, Testing and Potential Space Applications*, 2019

ESA ESTEC, *CDF Study Report, Moon Village - Conceptual Design of a Lunar Habitat*, 2020

Valle G., Litteken D., Zipay J., Christiansen E., *System Integration Comparison Between Inflatable and Metallic Spacecraft Structures*, 2019

ENAC, *REGOLAMENTO (CE) N. 859/2008*, 2008

NASA, Pedley M., Mayeaux B., *TranHab Materials Selection*

Haym Benaroya, *Building Habitats on the Moon*, 2018

Chao Yu, *Highly Efficient AuPd Catalyst for Synthesizing Polybenzoxazole with Controlled Polymerization*, 2019

Bigelow Aerospace, *US Patent 7100874 B2*

C. Monticelli, *Biaxial Loading of a Textile Ribbons Structure for an Inflatable Module of Space Habitats*, 2016

<https://www.spennis.oma.be/help/background/metdeb/metdeb.html>

<http://www.propagation.ece.gatech.edu/ECE6390/project/Fall2011/group5/website/ssp/sat/env/meteorite.html>

Thorpe J.I., Parvini C., Trigo-Rodríguez J.M., *Detection and measurement of micrometeoroids with LISA Pathfinder*, 2016

NASA, *Multilayer Insulation Material Guidelines*

Sabrina Corpino, *Dispense del corso di Sistemi Aerospaziali*

De la Fuente H., Raboin J. L., Spexarth G. R., Valle G. D., *Transhab: NASA's large-scale inflatable spacecraft*, 2000

Simonsen L. C., DeBarro M. J., Farmer J. T., *Conceptual design of a lunar base thermal control system*, 1992

Patrick H. Dunlap Jr., Christopher C. Daniels, Bruce M. Steinetz, Arthur H. Erker, Malcolm G. Robbie, Janice L. Wasowski, and Gary J. Drlik, Michael T. Tong, Nicholas Penney: *Full-Scale System for Quantifying Leakage of Docking System Seals for Space Applications*, AIAA-2007 NASA/TM-2007-215024.

Christopher C. Daniels, Henry C. de Groh III, Patrick H. Dunlap, Jr., Joshua R. Finkbeiner, and Bruce M. Steinetz, Marta B. Bastrzyk, Jay J. Oswald, Bruce A. Banks, Joyce A. Dever, and Sharon K. Miller, Deborah L. Waters: *Characteristics of Elastomer Seals Exposed to Space Environments*, AIAA-2007-5741, NASA/TM-2008-215005.

Christopher J. Johnson, H: United States Patent Johnson- *Method and apparatus for an inflatable shell*, Patent No US 8,266,866 B1. Sep.18, 2012.

Christopher J. Johnson, Ross M. Patterson, Gary R. Spexarth: United States Patent Johnson- *Apparatus for integrating a rigid structure into a flexible wall of an inflatable structure*, Patent No US 7,509,774 B1. Mar.31, 2009.

Jhon Mezits, Russell J. Common, Jhon A. Rusi: United States Patent, Mezits et al. - *Apparatus for sealing and restraining the flexible pressure boundary of an inflatable spacecraft*, Patent No US 6,974,109 B1. Dec. 13, 2005.

Jon Hinkle, George Sharpe, John Lin, Cliff Wiley, and Richard Timmers: *Intelligent Flexible Materials for Space Structures-Expandable Habitat Engineering Development Unit*, NASA/CR-2010-216682. March 2010.

Stephen J. Scotti: *A Study of Flexible Composites for Expandable Space Structures*, NASA/TM-2016-219171. March 2016.

Petra Gruber, Sandra Hauplik, Barbara Imhof, Kursad Ozdemir, Rene Waclavicek, Maria Antonietta Perino: *Deployable structures for a human lunar base*. Acta Astronautica 61 (2007) 484-495. April 2007.

Marta B. Bastrzyk and Christopher C. Daniels: *The Mechanical Performance of Subscale Candidate Elastomer Docking Seals*, NASA/CR-2010-216890, AIAA-2010-3129. Oct. 2010.

Patrick H. Dunlap, Jr. and Bruce M. Steinetz: *A Comparison of Candidate Seal Designs for Future Docking Systems*. NASA/TM-2012-217722, AIAA-2012-4075. September 2012.

Falcon User's Guide, SpaceX, 2020

Falcon User's Guide, SpaceX, 2021

Spacecraft Load Analysis, A. Calvi, PhD, November 2021

Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook, ECSS, February 2013

Payload_adapter_system_for_EELV.indd (ruag.com)

MUA5_5_1_INTRO.doc (arianespace.com)

M. Salama, M. Lou, H. Fang: "Deployment of Inflatable Space Structures: A Review of Recent Developments", AIAA-2000-1730, 2000, pp 2-4,

M. Schenk, A. Viquerat, K. Seffen, S. Guest: "Review of Inflatable Booms for Deployable Space Structures: Packing and Rigidization.", *Journal of Spacecraft and Rockets*, 51(3), 762–778

B. B. V. L. Deepak, Dayal R. Parhi: *Kinematic analysis of a wheeled mobile robot*, January 2011.

S. Laughery, G. Gerhart, R. Goetz: *Bekker's Terramechanics Model for Off-Road Vehicle Research*, January 1990.

D. Akin: Dave Akin's website. <https://spacecraft.ssl.umd.edu/>