



Politecnico di Torino
Corso di Progettazione di Veicoli Aerospaziali

E2 - Squadra S2
Modulo Inflatable PASCAL

Biddau Luca S277890
Biscione Andrea S280360
Bolfo Federico S274805
Bona Davide S280257
Borgia Davide S268926
Borloni Federico S278081
Bortolato Giuseppe S277917
Bosi Rossella S278830
Bottino Nicola S280411
Brasi Federica S268929
Breda Alessandro S278047
Bronca Pietro S269379

Bruno Michele Francesco S280361
Burocco Beatrice S269090
Caggese Sofia S278958
Callegari Giovanna Francesca S269032
Capioli Serena S269015
Cappa Martina S275585
Carbonaro Mikhael S277722
Cardinale Ciccotti Federica S266931
Careda Eugenio S267633
Chiofalo Giorgio S275772
Coletta Francesca S267736
Fornasiero Fabrizio S280234

Ottobre 2020 - Gennaio 2021

Indice

Elenco delle figure	I
Elenco delle tabelle	III
1 Analisi preliminare	1
1.1 Analisi delle orbite	1
1.1.1 Orbita scelta: LEO	1
1.2 Parametri di missione	1
1.3 Stima del volume necessario	1
1.4 Analisi massa-volume	2
1.5 Analisi lanciatore	3
1.5.1 Lanciatore scelto: FALCON 9	3
2 Struttura	4
2.1 Analisi preliminare della "Core Structure" di un Inflatable	4
2.2 Configurazione strutturale: cilindro e toroide	5
2.2.1 Dimensionamento preliminare: cilindro	5
2.3 Struttura ibrida	5
2.3.1 Dimensionamento: Modulo Inflatable	5
2.3.2 Dimensionamento: Modulo rigido	7
2.4 Interfaccia con ISS	8
2.4.1 NASA Docking and Berthing System	8
3 Progettazione Shield	9
3.1 Inner Layer	9
3.2 Bladder	9
3.3 Restraint Layer	9
3.4 MMOD Layer	10
3.5 Multi-Layer Insulation Blanket	11
3.6 Radiation Protection	11
3.7 Stratificazione finale	11
4 Interfacce	12
4.1 Interfaccia tra struttura rigida e struttura Inflatable	12
4.1.1 Soluzione proposta	12
4.2 Cuciture tra shell	12
5 Dispiegamento	14
5.1 Boom Packing Method: Origami Folding	14
5.2 Strain Energy	15
5.3 Rigid-Origami: Matlab app	16
6 Dimensionamento Aste	17
6.1 Mesh	17
6.2 Vincoli	17
6.3 Carichi	17
6.4 Risultati	17
6.5 Materiale	18
7 Ambiente interno	19
7.1 Descrizione generale	19
7.2 Configurazioni dei piani	20
7.3 Volume e massa del cargo	20
8 Valutazioni conclusive	21

Elenco delle figure

1.1	Volume abitabile in funzione dei giorni di missione	2
1.2	Confronto dati moduli Inflatable (blu) e metallici (arancione)	2
1.3	Interpolazione dati moduli gonfiabili (a) e metallici (b)	2
1.4	Falcon 9: geometria del fairing	3
1.5	Falcon9: inviluppo carichi statici	3
2.1	Famiglie di materiali selezionati	4
2.2	Struttura cilindrica	5
2.3	Struttura toroidale	5
2.4	Configurazione proposta	8
2.5	International Docking Adapter	8
2.6	Grapple Fixtures	8
3.1	Sezione Trasversale. Fonte: [33]	10
3.2	Diametro critico in funzione della velocità di impatto	10
4.1	Interfaccia tra struttura rigida e Inflatable	12
4.2	Tipologie di cucitura lap seam [1], repeat lap seam [2], fell seam [3], diamante [4]	13
4.3	Schema del campione di prova ad anello dalla vista laterale e frontale prima del test	13
4.4	(In alto a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti(in alto a destra) Fell seam con riempitivo e quattro file di punti(in basso a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti e cucitura zigzag in alto (in basso a destra) Fell seam con riempimento e quattro file di punti e punto zigzag in cima.	13
5.1	Metodo reverse fold	15
5.2	Strain Energy	15
5.3	Applicazione MATLAB per ripiegamento a origami (struttura dispiegata)	16
6.1	Struttura implementata su <i>Patran</i>	18
6.2	Sezione aste	18
6.3	Sezione asta	18
6.4	Caratteristiche <i>AlBeMet AM162</i>	18
7.1	Transhab crew quarters	19
7.2	International Standard Payload Rack	19
7.3	Configurazione scelta, con ingombro approssimativo dei rack	20
8.1	CAD Modulo Ibrido	21

Elenco delle tabelle

2.1	Possibili dimensioni strutture	5
2.2	Caratteristiche delle differenti tipologie di nastro	6
2.3	Numero di nastri e spaziatura per le due differenti tipologie	6
2.4	Risultati ottenuti per le due differenti tipologie	7
2.5	Strati con relativo spessore	8
3.1	Dimensionamento Shield	11
7.1	Massa in kg e lunghezze in metri, dati ottenuti da calcoli (*), da reference (**) o da ipotesi (***)	20
8.1	Riassunto masse	21

Introduzione

La struttura Inflatable è una struttura spaziale che sfrutta l'aria in pressione per mantenere la forma e la rigidità. Questo tipo di strutture sono studiate principalmente per le missioni spaziali di lunga durata, per le strutture orbitanti di notevoli dimensioni e per le future basi abitate su altri pianeti. Nel 1951 per la prima volta fu presentata l'idea di un modulo Inflatable da alcuni ricercatori inglesi. La prima applicazione si deve ad Alexei Leonov nel 1965 che costruì un airlock gonfiabile. Inizialmente molto di successo per via degli ottimi vantaggi in termini di massa, queste strutture iniziarono ad essere abbandonate per la difficoltà di progettazione e per la necessità di tecnologie non ancora mature all'epoca. Il grande progresso tecnico e scientifico degli anni Novanta diede loro nuova luce e ne riaccese l'interesse in campo spaziale.

Nel seguente documento si studia il processo di progettazione di una struttura Inflatable. In particolare, dopo aver scelto la missione da affrontare, ci si concentra sul dimensionamento della struttura, dello *shield* e della geometria interna. Successivamente, si studia come il modulo si interfaccia alla porta di docking e come si dispiega una volta giunto in orbita. Il dimensionamento delle aste si rende necessario poiché si sceglie un dispiegamento a origami.

In Appendice è riportato con maggior dettaglio l'intero percorso di progettazione seguito. Ad esempio, si evidenzia l'approfondimento dei fattori di rischio che guidano alla scelta dell'orbita e che permettono, in seguito, di definire la stratificazione dello *shield*.

Capitolo 1

Analisi preliminare

1.1 Analisi delle orbite

Il primo passo da effettuare per procedere con la progettazione di un modulo *Inflatable* è la scelta e lo studio dell'ambiente in cui deve operare. A tal fine, la prima analisi svolta riguarda la valutazione delle possibili orbite ove poter collocare tale struttura. Di queste, ne vengono analizzate in particolare quattro, ognuna con le proprie peculiarità:

- **LEO**: orbita bassa terrestre tra i 300 km e i 1000 km di quota; è soggetta a radiazioni solari e cosmiche, esposizione a raggi UV, resistenza atmosferica, ossidazione aggressiva per ATOX, escursioni termiche elevate tra zone di luce e zone d'ombra e microgravità. Un ulteriore problema caratteristico di quest'orbita è la massiccia presenza di detriti spaziali e micrometeoroidi (MMOD);
- **GEO**: orbita circolare a circa 36 000 km di quota con periodo orbitale pari al periodo di rotazione terrestre; notevole dispendio energetico per raggiungere tale orbita senza vantaggi tangibili sia per il lancio, sia che per eventuali rifornimenti; esposizione alla Fascia esterna di Van Allen che limita la durata della missione e la fattibilità di attività extra-veicolari. Dal punto di vista scientifico non è giustificato l'impegno economico e tecnologico, rispetto all'orbita LE, per svolgere una missione in questo ambiente;
- **GTO**: orbita di trasferimento tra LEO e GEO. Impegno economico paragonabile alla GEO, ma essendo un'orbita altamente ellittica, l'ambiente spaziale varia notevolmente e rapidamente, costringendo ad adottare molteplici soluzioni per le diverse criticità ambientali;
- **C3**: orbita di fuga dalla sfera di influenza terrestre verso lo spazio; manovre molto dispendiose e attualmente improponibili per un ambiente abitabile e dati i lanciatori a disposizione.

1.1.1 Orbita scelta: LEO

A seguito di tali considerazioni, si sceglie di collocare il modulo *Inflatable* in un'orbita LEO poiché, a parità di lanciatore, si può trasportare un *payload*, e dunque un modulo, più pesante. La possibilità di avere comunicazione costante e rapida e svolgere missioni di osservazione terrestre grazie a molteplici passaggi giornalieri (uno ogni 90 minuti c.a.) la rende, inoltre, più appetibile per una vasta gamma di missioni. È possibile, infine, pensare di sfruttare la Stazione Spaziale Internazionale e progettare il modulo come appendice di essa.

1.2 Parametri di missione

Stabilita l'orbita di operatività è necessario fissare due ulteriori requisiti: la durata della missione ed il numero dei membri dell'equipaggio.

Per quanto riguarda la durata, si opta per il tempo tipico trascorso attualmente dagli astronauti sulla ISS, ovvero tra i 150 e i 180 giorni. Tale periodo è stabilito al fine di sfruttare al massimo il costo di lancio e di sviluppo svolgendo missioni che possano portare alla riuscita di numerose sperimentazioni. In aggiunta, sei mesi sono attualmente considerati il periodo massimo di permanenza in orbita di un astronauta per garantire un completo recupero fisiologico al suo ritorno sulla Terra. Il numero dei membri dell'equipaggio è invece fissato a 3, scelta giustificata dal fatto che le capsule con equipaggio possono solitamente ospitare tre persone e anche perché, per ragioni di dinamica sociale, si preferisce avere un gruppo formato da un numero di componenti dispari.

1.3 Stima del volume necessario

A questo punto, è possibile estrapolare la prima grandezza caratteristica della progettazione del modulo: il volume minimo necessario ai fini della missione.

Per la stima del volume abitabile utile a garantire ad ogni astronauta il benessere fisico e psichico in funzione

della durata della missione, il *NASA Human Spaceflight Architecture Team* ha elaborato il grafico in figura 1.1. La relazione è esprimibile analiticamente come:

$$V_{astronaut} = 4.8827 \cdot \ln(days) - 3.9113$$

Per 180 giorni, sono necessari 21.4 m^3 per astronauta, ossia un volume abitabile totale di 64.2 m^3 .

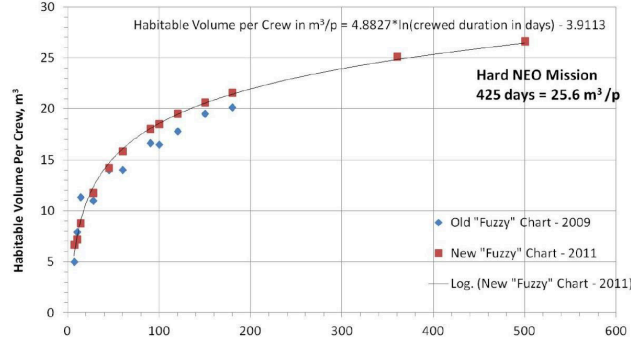


Figura 1.1: Volume abitabile in funzione dei giorni di missione

1.4 Analisi massa-volume

Al fine di poter stimare preliminarmente la massa al lancio dell' *Inflatable*, si provvede alla raccolta di dati significativi presenti in letteratura che mettano a confronto sia moduli gonfiabili che metallici. Per prima cosa, si constata, in quasi tutti i casi, l'evidente vantaggio dato dalle strutture gonfiabili in termini di rapporto massa di lancio/volume pressurizzato, come riportato in figura 1.2.

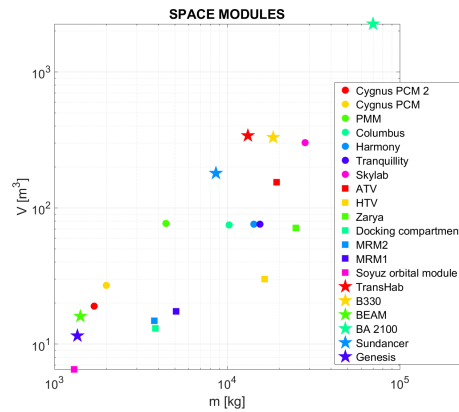


Figura 1.2: Confronto dati moduli Inflatable (blu) e metallici (arancione)

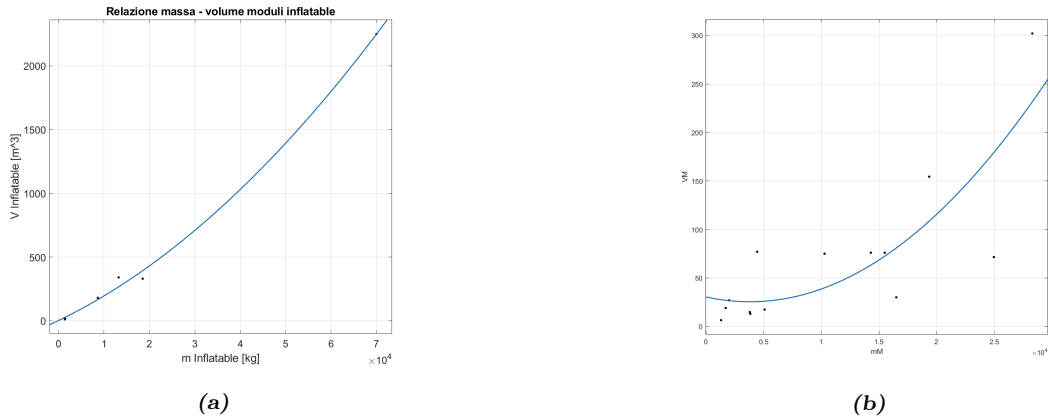


Figura 1.3: Interpolazione dati moduli gonfiabili (a) e metallici (b)

Successivamente, si determinano le espressioni che meglio approssimano l'andamento della massa in funzione del volume, il cui andamento è riportato in figura 1.3.

Come funzione interpolante si sceglie una parabola. Tenendo conto del fatto che la massa e il numero di alcuni componenti sono indipendenti dalla dimensione del modulo (ad esempio, il *docking system* sarà presente indipendentemente dal volume garantito), all'aumentare del volume pressurizzato la *launch mass* aumenterà leggermente meno. In particolare, per i moduli gonfiabili la relazione è:

$$V = 2.131 \times 10^{-7} m^2 + 0.01717m + 2.509$$

da cui, noto il volume di 64.2 m^3 si ottiene la stima preliminare della massa necessaria, pari a 3445.6 kg , arrotondati cautelativamente a 3500 kg .

1.5 Analisi lanciatore

Avendo dunque noti destinazione, massa ed ingombro volumetrico e considerando programmi di lunga durata e notevole affidabilità, per la missione in questione sono valutati i seguenti lanciatori:

- **Ariane 5** (ESA) lanciato presso Guiana Space Centre da Arianespace, composto da due stadi con l'aggiunta di solid boosters; diametro del fairing di circa 4.5 m, altezza di 10 m che si restringe fino ai 15 m; accelerazioni statiche longitudinali fino a 4.55 g, laterali fino a 0.25 g; costo indicativo di 105 milioni di dollari;
- **Ariane 6** (ESA) sviluppo dell'Ariane 5 a partire dal 2021, con due diverse configurazioni e fairing paragonabile all'Ariane 5; leggermente più sviluppato in altezza (11 m e fino a 18 m riducendo il diametro); anche i carichi di lancio sono simili (fino a 4.6 g longitudinali) con costo previsto sui 75 milioni di dollari per lancio;
- **Falcon 9** (SpaceX) lanciato da Cape Canaveral in Florida, composto da due stadi con motori Merlin a LOX + RP-1; il fairing ha diametro utile massimo di 4.6 m con sviluppo in altezza fino ad 11.4 m; accelerazione longitudinale statica massima di 6 g, laterale fino a 2 g; il costo medio è di 62 milioni di dollari;
- **Soyuz** (Roscosmos) velivolo con notevole *flight heritage*, lanciabile da Baikonur, Plesetsk o Kourou; le dimensioni del fairing sono limitate a 3.7 m di diametro e 5.4 m di altezza massima; carichi statici fino ai 4.5 g e laterali fino a 0.4 g; il costo è di circa 40 milioni se operato da Roscosmos (primi due siti) e di 80 milioni se operato da Arianespace (da Kourou).

1.5.1 Lanciatore scelto: FALCON 9

La scelta ricade sul Falcon 9 considerando i fattori economici, il sito di lancio ma, soprattutto, per il volume utile ospitabile all'interno del *fairing* avente un elevato diametro. Il Falcon 9 può collocare fino a 13.5 tonnellate in LEO. Lo svantaggio principale è unicamente rappresentato dai carichi strutturali (maggiori rispetto ai competitor) che devono essere sopportabili dalla struttura.

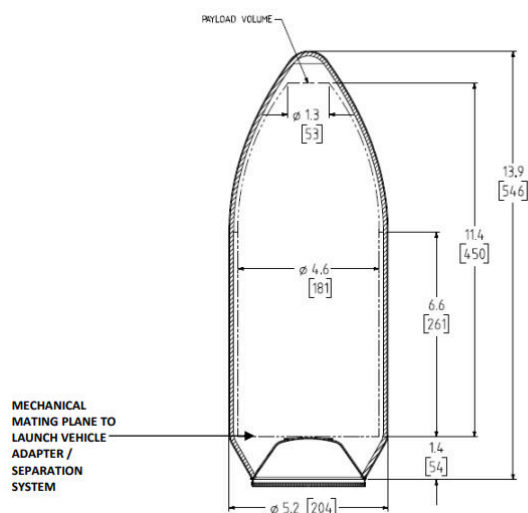


Figura 1.4: Falcon 9: geometria del fairing

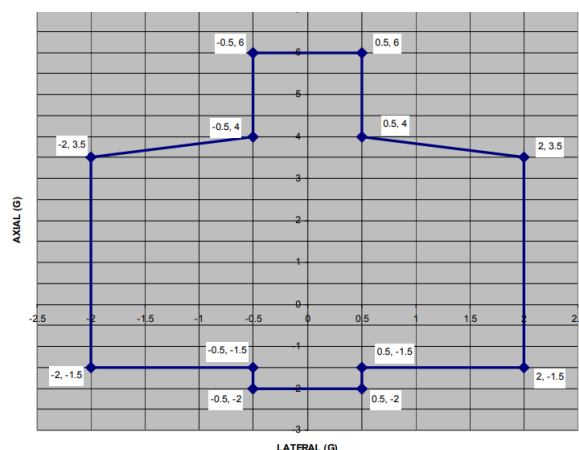


Figura 1.5: Falcon9: inviluppo carichi statici

Capitolo 2

Struttura

2.1 Analisi preliminare della "Core Structure" di un Inflatable

Risulta necessario fare considerazioni di tipo qualitativo, da dati esistenti su progetti passati, al fine di capire quali materiali possono essere impiegati per supportare i carichi applicati alla struttura. Dalle informazioni pubblicate rispetto al progetto *TransHab*, si evince che i materiali impiegati sono l'alluminio e i compositi in fibra di carbonio. Data la loro gran quantità, bisogna però ricorrere all'impiego di vincoli dovuti a condizioni di lavoro a cui il materiale deve sottostare (es. lancio). L'unico compito è quello di supportare l'intero *Inflatable*, è pertanto necessario un materiale resistente ma non fragile e per individuarlo occorre analizzare, nello specifico, due grandezze fisiche:

- Il modulo di Young (E), deve essere elevato per resistere agli stress ma senza avere grandi deformazioni;
- Lo sforzo a trazione, deve essere elevato per evitare di scegliere materiali ceramici e con comportamento fragile.

Dalla precedente analisi del lanciatore vengono considerati i massimi valori di carico, assiale e trasversale, a cui è soggetta la struttura e sotto i quali non si deve deformare. Infine, è fondamentale valutare la densità del materiale. Si impostano dunque due differenti vincoli:

- Densità inferiore a 3.5 g/cm^3
- Modulo di Young superiore a 65 GPa

Nella selezione rientrano otto famiglie di materiali:

- Leghe di Alluminio e Silicio
- Leghe di Alluminio e Rame 2XXX
- Leghe di Alluminio e Zinco 7XXX
- Berillio
- Ceramic Carbon re toalizzati in Additive Manufacturing
- MMC Alluminio e Berillio
- MMC Alluminio Silicio e Ferro
- PMC con fibre di carbonio

MMC Alluminio Berilio
AlBeCast 910® Composite
AlBeCast 920® Composite
AlBeMet® AM162 HIP
AlBeMet® AM162 Extruded (rod, Bar, Tube)
AlBeMet® AM162 Rolled Sheet
MMC Alluminio Silicio Ferro
SHAPAL™ Hi-M Soft Machinable Aluminium Nitride Ceramic
SupremEX® 640XA (6061B) T6 Billet
SupremEX® 640XA (6061B) T6 Forged
SupremEX® 640XA (6061B) T7 Forged

Figura 2.1: Famiglie di materiali selezionati

Dall'analisi effettuata risulta che le leghe di alluminio-silicio, alluminio-rame e alluminio-zinco hanno valori di densità e modulo di Young relativamente bassi e con prestazioni non all'altezza delle richieste. I PMC hanno densità molto basse con ottimi valori di E , però si deformato troppo sotto i carichi. I materiali al berillio sono impiegati attualmente come semiconduttori in impianti elettronici, quindi non hanno impieghi strutturali. I *Ceramic Carbon* realizzati in AM hanno densità simili alle leghe in alluminio e valori di E leggermente migliori ma, in quanto ceramici, sono da escludere per problemi di fragilità. I materiali utilizzabili, quindi, sono le due famiglie di MMC.

I compositi realizzati con alluminio e silicio risultano più pesanti ma con prestazioni meccaniche superiori, quindi possono essere presi in considerazione se si riesce a progettare una struttura abbastanza leggera. Altro ottimo compromesso sono i materiali realizzati con alluminio e berillio grazie alle basse densità del secondo materiale e alle buone prestazioni meccaniche del primo.

In figura 2.1 è riportato l'elenco dei materiali appartenenti alle due famiglie di MMC selezionate.

2.2 Configurazione strutturale: cilindro e toroide

Noto il volume totale, ipotizzato di 64.2 m^3 , e le dimensioni del *fairing* del Falcon 9, è possibile procedere ad un dimensionamento preliminare, considerando sia una struttura cilindrica sia una struttura toroidale; nel caso di struttura cilindrica si propone anche una seconda configurazione con volume di 75 m^3 permettendo così di valutare anche la presenza di possibili ingombri aggiuntivi di attrezzature, zone 'dormitorio' e dispense per i beni di prima necessità.

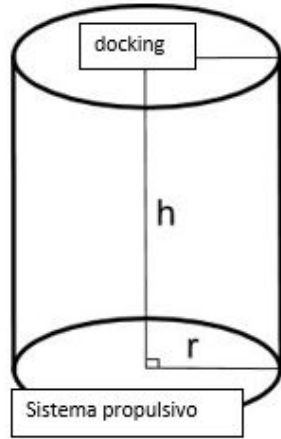


Figura 2.2: Struttura cilindrica

Volume $V [m^3]$	64.2	75
Raggio $r [m]$	2	2
Altezza $h [m]$	5.17	6

(a) Struttura cilindrica

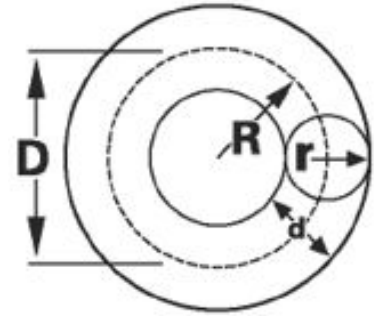


Figura 2.3: Struttura toroidale

$V[m^3]$	64.2	64.2	64.2
$D [m]$	3.5	3	2
$r [m]$	1.36	1.47	1.80

(b) Struttura toroidale

Tabella 2.1: Possibili dimensioni strutture

2.2.1 Dimensionamento preliminare: cilindro

Successivamente ad uno studio sui volumi, la struttura toroidale risulta inapplicabile per le necessità dell'*Inflatable* sopra menzionate. Si opta quindi per una geometria cilindrica, la quale presenta, in aggiunta, una maggiore semplicità progettuale e costruttiva. Come primo dimensionamento si considerano i seguenti parametri:

- Pressione applicata di 0.4 MPa (applicando il fattore di sicurezza previsto di $\text{FOS}=4.0$);
- Raggio nominale di 2000 mm ;
- Altezza del cilindro di 6000 mm .

2.3 Struttura ibrida

Per motivi logistici, si decide, però, di progettare un modulo ibrido, ovvero di aggiungere una zona rigida che rimanga tale durante il lancio e in cui possano essere stipati gli arredi e le strutture interne che poi verranno montati nell'*Inflatable*. Si sceglie una configurazione che prevede una struttura gonfiabile di $5 \text{ m} \times 4 \text{ m}$ associata ad una struttura rigida di $1 \text{ m} \times 4 \text{ m}$ (17% del volume complessivo).

2.3.1 Dimensionamento: Modulo Inflatable

Attraverso il calcolo delle tensioni sulla struttura, è possibile ricavare il valore dei flussi di carico che agiscono nelle direzioni tangenziale e circonferenziale del modulo:

$$\sigma_2 = p \cdot \frac{R}{t}$$

$$F_2 = \sigma_2 \cdot t$$

$$\sigma_1 = p \cdot \frac{R}{2t}$$

$$F_1 = \sigma_1 \cdot t$$

In seguito, si ricava il numero minimo di nastri necessario a sostenere il carico e le spaziature tra i nastri e tra gli assi dei nastri, ciò attraverso il carico totale nella direzione circonferenziale del settore cilindrico e il valore di resistenza minimo del singolo nastro:

$$Load = F_1 \cdot h$$

$$N_{nastri}^o = \frac{Load}{\sigma_{ultimate}}$$

$$S_{assi} = \frac{h}{N_{nastri}^o}$$

$$S_{nastri} = S_{assi} - ampiezza_{nastro}$$

Per i calcoli lungo la direzione longitudinale si può seguire la stessa procedura sostituendo però F_2 al posto di F_1 e la lunghezza della circonferenza, $2\pi R$, al posto dell'altezza del cilindro.

Sono dunque valutate due differenti tipologie di nastro, in Kevlar e in PBO-Zylon, e per diverse condizioni di utilizzo:

MATERIALE	CONDIZIONE	CASO	WIDTH [mm]	THICK- NESS [mm]	CAPA- BILITY [N]	LINEAR DEN- SITY [g/m]
KEVLAR	Nominale	1	44	2.36	92500	76.7
	Post UV	2	44	2.36	67700	76.7
PBO-ZYLON	Nominale	3	49.5	0.93	54100	34.2
	Post Abrasione	4	49.5	0.93	53900	34.2
	Post Abrasione e UV	5	49.5	0.93	46900	34.2

Tabella 2.2: Caratteristiche delle differenti tipologie di nastro

Durante il dimensionamento dei nastri, è necessario controllare che non si verifichi il fenomeno della sovrapposizione dei nastri; essa porterebbe infatti ad un aumento di spessore del *restraint*. Per far ciò si calcola la spaziatura minima tra i nastri e la si confronta con la dimensione effettiva. La spaziatura minima è ottenuta attraverso la seguente formula:

$$S_{min} = \frac{L_{cil}}{N_{max}},$$

dove, con L_{cil} si indica la lunghezza del cilindro, e con N_{max} il numero massimo di nastri.

MATERIALE	CONDIZIONE	N_L	N_T	S_L [mm]	S_T [mm]
KEVLAR	Nominale	56	44	182.2	68.8
	Post UV	76	151	121.9	39.2
PBO-ZYLON	Nominale	95	189	83.3	17.1
	Post Abrasione	95	189	82.8	16.9
	Post Abrasione e UV	109	218	65.7	8.2

Tabella 2.3: Numero di nastri e spaziatura per le due differenti tipologie

In tabella: N è il numero di nastri, S la loro spaziatura e i pedici "L" e "T" indicano rispettivamente la direzione longitudinale e trasversale.

Dopo aver quindi verificato che le configurazioni selezionate sono realizzabili e che i nastri non presentano sovrapposizione, garantendo al tempo stesso uno spessore minimo e la capacità di sopportare l'intero carico strutturale, si opta per il materiale che consente un maggior risparmio di massa. Si analizzano dunque i differenti casi:

MATERIALE	CASO	CONDIZIONE	MASSA _L [kg]	MASSA _T [kg]	MASSA _{TOT} [kg]
KEVLAR	1	Nominale	21.3	42.7	64
	2	Post UV	29.0	145.5	174.5
PBO-ZYLON	3	Nominale	16.2	182	198.2
	4	Post Abrasione	16.2	182.6	198.8
	5	Post Abrasione e UV	18.7	209.8	218.5

Tabella 2.4: Risultati ottenuti per le due differenti tipologie

La tipologia di nastro più conveniente risulta quella in Kevlar di spessore 2.36 mm, larghezza di 44 mm, con una massa totale di circa 64 kg e una capacità di carico a rottura di 92 500 N.

Procedendo in modo inverso a quanto fatto è possibile ricavare il valore minimo di resistenza a rottura che devono avere i nastri per sopportare il carico sulla struttura; ciò attraverso la seguente formula:

$$C_{min} = \frac{Load_{max}}{N_{max}}.$$

Il numero massimo di nastri N_{max} allocabile si ottiene dividendo la lunghezza massima (che nel caso del cilindro coincide con quella nominale) per la larghezza del singolo nastro:

$$N_{max} = \frac{2\pi R}{a}.$$

In fase di dimensionamento successivo è poi necessario riconsiderare la geometria al fine dell'inserimento di porte per *docking/berthing*, per via della differenza di raggio tra le porte e le basi del cilindro. Si considera infatti la possibilità di aggiungere delle strutture gonfiabili superiori ed inferiori che possano essere adibite a deposito. È inoltre importante uno studio approfondito riguardante la disposizione dei nastri nelle zone a più alto concentramento.

2.3.2 Dimensionamento: Modulo rigido

Il modulo rigido è essenzialmente costituito da uno strato di lega di alluminio, molto utilizzata in aerospazio per via delle ottime prestazioni e della bassa densità, circondato da alcuni strati protettivi. Questa rappresenta una soluzione di prima approssimazione che potrebbe essere sostituita da materiali compositi o pannelli sandwich che permettono di alleggerire ulteriormente la struttura e renderla maggiormente resistente.

Il volume di cilindro rigido è ipotizzato pressurizzato alla pressione ambiente in quanto gli astronauti devono poter accedere facilmente a questo modulo per poter organizzare l'*Inflatable*.

Per la definizione dello *shield* del modulo rigido si dimensiona invece uno strato di Ergal; esso ha tensione di snervamento maggiore e dunque spessori minori, che implicano risparmio di volume e massa. Questo strato ha una funzione contenitiva della pressione e degli sforzi, allo stesso modo del *restraint* per il modulo gonfiabile.

La pressione agente (in MPa) è moltiplicata per 4, fattore di sicurezza, e vale: $0.101325 \cdot 4 \text{ MPa}$.

La tensione di snervamento di una lega di alluminio *Ergal* vale: $S_{ergal} = 45 \text{ kg/mm}^2 \rightarrow 441.5 \text{ N/mm}^2 = 441.45 \text{ Mpa}$. La formula per il calcolo dello spessore t di gusci sottili è basata sul criterio di Tresca (o di Lamè) e sul non superamento della tensione di snervamento:

$$t = \frac{P \cdot R}{S \cdot E - 0.6 \cdot P}$$

dove: P è la pressione interna, R il raggio interno, S la tensione di snervamento ed E l'efficienza ($E = 0.5$).

Si è dunque ricavato uno spessore del guscio cilindrico di $t = 3.67 \text{ mm}$. Noto lo spessore, il raggio interno $R_{int} = 2000 \text{ mm}$, il raggio esterno $R_{est} = 2003.67 \text{ mm}$ e l'altezza $h = 1000 \text{ mm}$ si può calcolare il volume del guscio pari a $V = 4.6243 \times 10^7 \text{ mm}^3$. Poiché la densità dell'*Ergal* vale $\rho = 2.88 \times 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$ è possibile calcolare la massa del cilindro rigido: $m = 133.18 \text{ kg}$.

Oltre allo strato strutturale di *Ergal* è necessario prendere in considerazione altri strati che proteggano il modulo da *debris* spaziali, radiazioni e sbalzi di temperatura. Si propone la stratificazione analoga al modulo Columbus con un'aggiunta di strato interno in Kevlar di 5 cm per garantire una protezione radiativa superiore.

Complessivamente, il modulo rigido risulta così stratificato:

	t [mm]
Strato di Ergal-Bumper	2.5
Strato Ergal-Rear Wall	4.8
Strato Kevlar+Nextel	11.2
Strato Kevlar	50
TOTALE	68

Tabella 2.5: Strati con relativo spessore

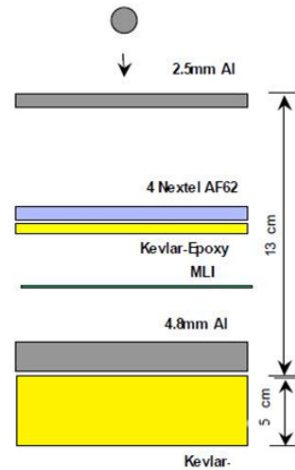


Figura 2.4: Configurazione proposta

Il volume interno utilizzabile per lo stivaggio di arredamenti e attrezzature ha un volume pari a 12.56 m^3 . Nota la configurazione ibrida finale del modulo, il passo successivo è la definizione di un'interfaccia di collegamento fra parte *Inflatable* e parte rigida.

2.4 Interfaccia con ISS

Per consentire l'attracco del modulo *Inflatable* alla *International Space Station*, è necessario introdurre un sistema di *docking*. Il target per l'aggancio è l'*International Docking Adapter (IDA)* per cui è necessario che l'interfaccia sia compatibile con l'*International Docking System Standard (IDSS)*. Nel caso di *docking* avverrà un "attracco" autonomo, nel caso di *berthing* un "ormeggio" passivo, entrambi permessi con il meccanismo IDSS. È opportuno che il sistema di *docking* sia posizionato ad una delle due facce del sistema rigido interno. Una volta accoppiati, il meccanismo consente lo scambio di dati, aria, comandi, combustibile, potenza elettrica e il passaggio del personale di bordo. L'IDA (figura 2.5) è la parte del meccanismo presente sulla ISS; ha un'altezza di 110 cm, una larghezza di 160 cm e il diametro esterno è di circa 240 cm. Il passaggio per il trasferimento dell'equipaggio e del carico ha un diametro di 80 cm.

2.4.1 NASA Docking and Berthing System

L>IDSS è implementato sia dal *NASA Docking System* che dall'europeo IBDM, *International Berthing and Docking Mechanism*. Il primo ha una massa di 324 kg.

Il *berthing* avviene in modo totalmente passivo: il modulo offre un punto di aggancio chiamato *Grapple Fixture* a cui si aggancia una sorta di braccio robotico chiamato *Space Station Remote Manipulator System (SSRMS)* detto Canadarm2). Nella figura 2.6 sono rappresentati diversi tipi di *Grapple Fixture*: FRGF è il più semplice ed offre una connessione puramente meccanica verso il braccio, mentre le altre tipologie possono anche trasferire potenza elettrica, segnale video o dati.

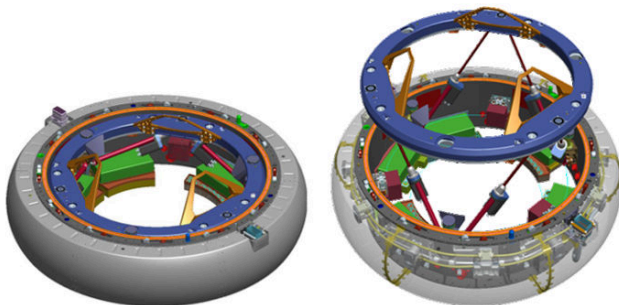


Figura 2.5: International Docking Adapter

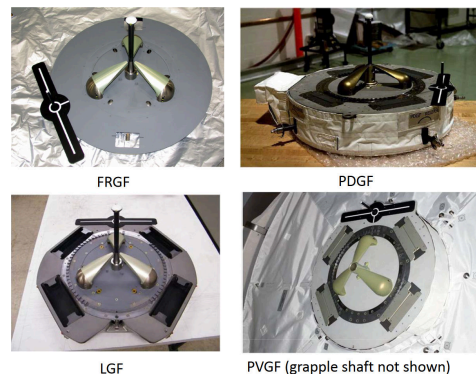


Figura 2.6: Grapple Fixtures

Capitolo 3

Progettazione Shield

Al fine di adempiere alle funzioni di garanzia di un compartimento stagno, supporto dei carichi di pressurizzazione, protezione da meteoriti e radiazioni ed isolamento termico e mantenimento della temperatura interna, il modulo *Inflatable* deve essere costituito da uno scudo protettivo stratificato chiamato *shield*. Lo *Shield* può essere suddiviso in diversi sottostrati, ciascuno atto a svolgere una diversa funzione. Nel seguito, vengono analizzati i diversi strati costituenti dal più interno al più esterno.

3.1 Inner Layer

Ha lo scopo di creare una barriera interna ignifuga per proteggere il *bladder* da fuoco, abrasioni, graffi e agenti chimici e per smorzare i rumori.

Il Nomex è il materiale migliore per questi scopi in quanto garantisce un'alta resistenza alle fiamme, alle abrasioni e alle perforazioni. Esso presenta anche una superficie facilmente igienizzabile e delle buone proprietà acustiche, inoltre, è un materiale ampiamente testato e utilizzato in ambito spaziale.

Si sceglie di adottare uno spessore di 1.02 mm per una densità di 1.56 kg/m^2

3.2 Bladder

Lo scopo di questo strato è mantenere l'aria all'interno del modulo abitabile.

Il requisito principale riguarda il tasso di permeabilità, che dev'essere minimo per ridurre i rifornimenti d'aria necessari durante la missione. Si considera un limite massimo di $2 \text{ cc}/100\text{sq.in}/24\text{h}/\text{atm}$.

In aggiunta, il materiale deve essere in grado di sopportare i carichi tipici delle varie fasi della missione, oltre che i carichi termici.

Per la realizzazione viene scelta una combinazione di Poliuretano/Laminato di Saran ($0.32 \text{ cc}/100\text{sq.in}/24\text{h}/\text{atm}$) che garantisce un buon compromesso tra bassa permeabilità e buona resistenza meccanica e, inoltre, fornisce elasticità in qualsiasi intervallo di temperatura.

Si opta per un *bladder* composto da quattro strati uguali, ciascuno con uno spessore di 0.15 mm per migliorare la tenuta, intervallati da strati di tessuto che vanno a formare una struttura divisa in compartimenti non comunicanti, in modo che, eventuali danni, compromettano solo il compartimento interessato.

Lo spessore complessivo è di 0.6 mm.

Infine, il fissaggio è svolto da *O-ring* che vanno a fissare direttamente il *bladder* alla struttura di supporto: questo per evitare la componente aggiuntiva del sigillante adesivo, che potrebbe avere dei difetti nel comportamento se sottoposto a grosse variazioni di temperatura.

I compartimenti sottoposti al fissaggio, quelli sul contorno del *bladder*, hanno uno spessore incrementato di qualche punto percentuale in modo da sopportare e trasmettere meglio i carichi derivanti dal fissaggio stesso, soprattutto durante la fase del dispiegamento.

3.3 Restraint Layer

Il restraint layer è lo strato strutturale portante del modulo gonfiabile pressurizzato: esso sostiene il *bladder* e sopporta gli elevati carichi membranali così come le tensioni impartite dalla pressione interna al modulo.

In seguito ad approfondite analisi progettuali, riportate nel capitolo precedente, vengono scelti:

- Materiale: **Kevlar**

Selezionato in quanto possiede un'ottima resistenza a trazione ($3.38 \times 10^6 \text{ N/m}^2$), tenacità a rottura (23 gm/den), ma anche grazie all'elevata disponibilità e al basso costo che lo rendono un materiale dalle caratteristiche ben note e frequentemente utilizzato;

- Tipologia di trama: **A tessitura stretta**

Si sceglie una tessitura analoga a quella adottata da *Bigelow Aerospace* avente una serie di cinture circolari

cucite longitudinalmente da un'estremità all'altra al fine di ridurre i punti di stress nell'intreccio delle cinghie. Ciò permette una riduzione del numero di cinghie longitudinali e assiali e conseguentemente della massa del modulo. La larghezza della fettuccia risulta di 44 mm in accordo con quanto progettato sul foglio di calcolo Excel in condizioni nominali;

- Spessore: 2.36 cm
Ricavato considerando una pressione interna al modulo agente sul *restraint layer* pari a 101 300 Pa moltiplicata per il fattore di sicurezza imposto da standard NASA per strutture *softgoods* (NASA-STD-5001), FOS=4.0, e dunque 0.4 MPa.

In base alle caratteristiche selezionate, per una struttura ibrida cilindrica con sezione gonfiabile di 5 m e raggio 2 m, si ottiene un *restraint layer* avente 56 nastri in direzione longitudinale spazati di 182.2 mm e 44 in direzione circonferenziale spazati di 68.8 mm, per una massa totale di 64 kg ed una capacità di carico di 92 500 N.

Si specifica infine che tali valori varierebbero se si tenessero in considerazione anche gli effetti dei raggi ultravioletti o del fenomeno di abrasione sul materiale.

3.4 MMOD Layer

Lo scopo del MMOD layer (*MicroMeteoroids and Orbital Debris*) è proteggere la struttura dall'impatto dei *debris*. Si considera uno *shield* con una struttura trasversale come in figura 3.1.

- 3 strati di Nextel (AF10), i quali forniscono una densità superficiale di $m_{Nextel} = 0.08 \text{ g/cm}^2$. Questi strati sono definiti *bumpers* ed hanno lo scopo di disintegrare i corpi impattanti;
- 3 strati di Open Cell Foam (poliuretano espanso), i quali forniscono una densità superficiale di $m_{foam} = 0.51 \text{ g/cm}^2$. Essi separano i vari strati di Nextel, però non hanno un significativo impatto nella protezione balistica; ciò potrebbe cambiare con l'introduzione di *foam* con fori più piccoli (che occupino meno del 50% del volume);
- Strati di RTV, con una densità superficiale di $m_{RTV} = 0.19 \text{ g/cm}^2$. Sono particolari adesivi che hanno lo scopo di unire gli strati di *foam* e di Nextel;
- 5 strati di Kevlar, che presentano una densità superficiale di $m_w = 0.16 \text{ g/cm}^2$. Lo scopo di questi strati è fermare il *debris* conseguentemente all'incontro del corpo impattante con i *bumpers*. Lo spessore totale di questo strato è pari a 9 cm.

Si ottiene, quindi, una densità superficiale complessiva pari a $m_{tot} = 0.94 \text{ g/cm}^2$.

Utilizzando formule frutto di interpolazione di dati sperimentali, si può ricavare l'andamento del diametro critico in funzione della velocità di impatto e confrontarlo con i dati ottenuti dall'analisi di una struttura metallica.

Dal grafico in figura 3.2 si può notare come il comportamento dei due casi di studio sia simile e quindi sia ragionevole supporre che le dimensioni, la stratificazione e i materiali utilizzati siano adeguati. Nel caso di stratificazione in materiale composito è possibile notare anche che a pari velocità si ottiene un diametro critico maggiore. L'andamento decrescente-crescente è in accordo con le prove sperimentali a supporto delle formule utilizzate. Per velocità basse, la resistenza è bassa perché non succede quasi mai che una particella impatti lo *shield* così lentamente. Il massimo diametro critico si ha dove la velocità di impatto è maggiormente probabile.

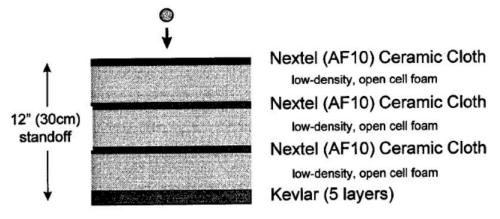


Figura 3.1: Sezione Trasversale. Fonte: [33]

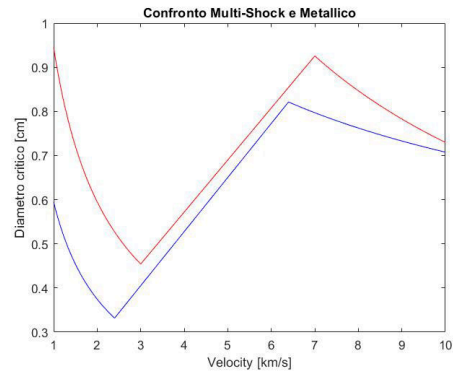


Figura 3.2: Diametro critico in funzione della velocità di impatto

3.5 Multi-Layer Insulation Blanket

L'MLI blanket è uno strato isolante ad alte prestazioni che usa più barriere per minimizzare lo scambio termico tra il modulo e l'ambiente esterno. Si seleziona un isolamento termico di tipo *multi-layer* per la sua alta efficienza nel vuoto, la sua bassa massa e il suo ampio utilizzo nel campo spaziale. In particolare, esso è costituito da più parti di seguito descritte (si noti che con h si indica lo spessore di ogni strato e con m la massa per unità di superficie).

- **Outer Cover**

È un rivestimento resistente all'ossigeno atomico e ai raggi UV. In linea con quanto adottato in altri progetti spaziali, sarà costituito da:

- uno strato esterno di *Betacloth*, una tessitura di fibra di vetro impregnata di PTFE ($h = 0.2 \text{ mm}$, $m = 0.237 \text{ kg/m}^2$);
- una vernice a base di composti di silicio e ossidi metallici prodotta da *AZ Technology* ($h = 0.13 \text{ mm}$, $m = 0.4 \text{ kg/m}^2$);
- uno strato di vernice primer per permettere una migliore adesione della vernice alla fibra di vetro ($h = 0.02 \text{ mm}$, $m = 0.19 \text{ kg/m}^2$).

- **Reflector Layers**

Questi strati sono necessari per mantenere una temperatura interna abitabile tra $18.3^\circ \div 26.7^\circ$. Tramite una prima analisi termica, si calcolano i valori di assorbività ed emissività ($\alpha = 0.9$ e $\varepsilon = 0.005$) che permettono di selezionare come materiale l'*Aluminum Coated Black Kapton*, costituito da uno strato di Kapton ad alta assorbività (0.9) e uno di alluminio a bassa emissività (0.05). Servono circa 15 *Reflector Layers* per ottenere le caratteristiche volute. ($h = 0.3810 \text{ mm}$, $m = 38 \text{ g/m}^2$).

- **Separator Layers**

Tra i diversi strati riflettenti è necessario posizionare gli strati separatori, fatti di Dacron o Nomex con identiche proprietà, e che di conseguenza sono 15. ($h = 2.55 \text{ mm}$, $m = 4.4 \text{ g/m}^2$).

3.6 Radiation Protection

I materiali più adatti a proteggere dalle radiazioni (in particolare da *Galactic Cosmic Rays* e *Solar Particle Events*) sono: Polietilene e Kevlar.

Si sceglie il secondo materiale in quanto garantisce uno spessore minore (5 cm) ed è già utilizzato in altri strati protettivi per uno spessore complessivo di 9 cm.

È possibile quindi affermare che la protezione radiativa è assicurata senza l'aggiunta di ulteriori strati.

3.7 Stratificazione finale

Riassumendo, la parete del modulo *Inflatable* è costituita dalla seguente stratificazione:

Strato	Densità [kg/m ³]	Spessore [m]
Inner Layer	1.56	0.001 02
Bladder	24.0	0.0006
Restraint Layer	1.74	0.004 72
MMOD Layer	9.4	0.30
Multi-layer insulation	1.456	0.003 81

Tabella 3.1: Dimensionamento Shield

Capitolo 4

Interfacce

4.1 Interfaccia tra struttura rigida e struttura Inflatable

4.1.1 Soluzione proposta

L'interfaccia tra la parte Inflatable e il nucleo centrale è l'area più critica del modulo. È qui che il bladder deve mantenere una tenuta ermetica e il restraint deve reagire al carico dello shell nel nucleo.

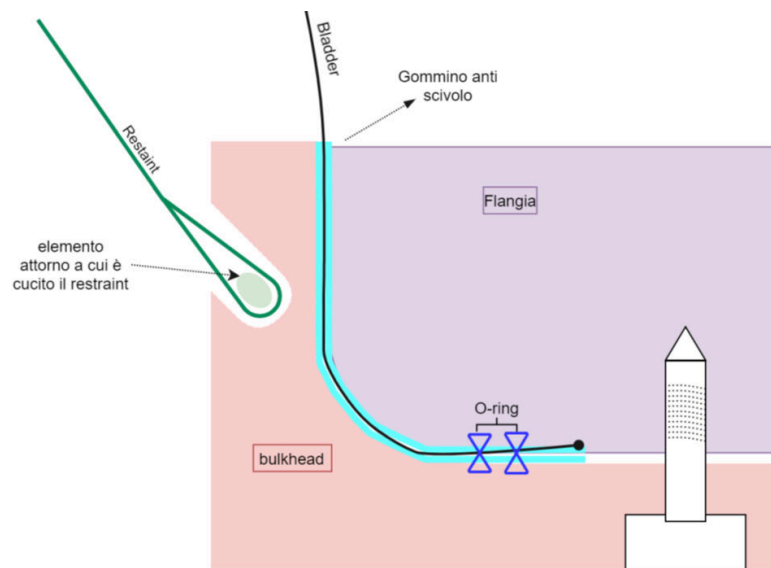


Figura 4.1: Interfaccia tra struttura rigida e Inflatable

Restraint layer Un'opzione è quella di progettare un anello di compressione attorno al quale lo strato di restraint si avvolge. Il vantaggio di questo tipo di attacco è che mentre il carico aumenta, l'anello reagisce al carico di tensione del cerchio. Lo svantaggio è che si potrebbe non ottenere una buona condivisione del carico attraverso e intorno allo strato di restraint perché viene compresso contro l'interfaccia, il che a sua volta potrebbe danneggiare il restraint. Per restraint layer fabbricati con nastri stretti come nel nostro caso, l'interfaccia può essere realizzata utilizzando gruppi forcella/ruolo individuali per fissare le cinghie di ritenuta all'interfaccia di fissaggio. È possibile utilizzare rulli di grande raggio per evitare la piegatura delle cinghie. I rulli consentono inoltre la condivisione del carico tra due cinghie adiacenti permettendo alle cinghie di autoregolarsi.

Bladder Il bladder può essere fissato direttamente sull'interfaccia utilizzando un ispessimento e un doppio OR per la tenuta, come nel caso del JSC Deployable Lunar Habitat e di Bigelow. Si pone una sola flangia, fissata al bulkhead, che va a premere sulla guarnizione curva per creare una doppia tenuta oltre ai doppi OR. I vantaggi quindi sono di permettere l'uscita del bladder in modo perpendicolare alla flangia e non occorre nessun adesivo grazie all'uso della guarnizione che limita lo strisciamento del bladder, e quindi il suo danneggiamento. Il sovradimensionamento del bladder rispetto allo strato di restraint e l'indicizzazione appropriata del bladder al restraint layer sono essenziali per mantenere un ambiente a zero stress per l'interfaccia di tenuta del bladder.

4.2 Cuciture tra shell

Le cuciture, come tutte le discontinuità e le interfacce, rappresentano un punto critico quando soggette a carichi elevati. Si espongono le strategie proposte nel report *Seaming Techniques of Highly-Loaded Fabrics* proposto da Shariff e Schaeffbauer del NASA Johnson Space Center con Doggett, Warren e Jones del NASA Langley Research Center. Tali proposte si basano su una campagna di test sperimentali condotti nell'ambito dello sviluppo del

Minimalistic Advanced Soft Hatch Airlock (MASH Airlock), un concept di airlock Inflatable.

I test sulle cuciture sono eseguiti utilizzando un tessuto in Vectran, inizialmente con test standard per la resistenza dei tessuti, successivamente con un test che sottopone a trazione un anello chiuso di tessuto con due cuciture. Un importante aspetto da sottolineare è che i carichi dimensionanti sono determinati con l'utilizzo di un fattore di sicurezza pari a 4 a causa delle incertezze progettuali riguardanti le strutture abitate Inflatable.

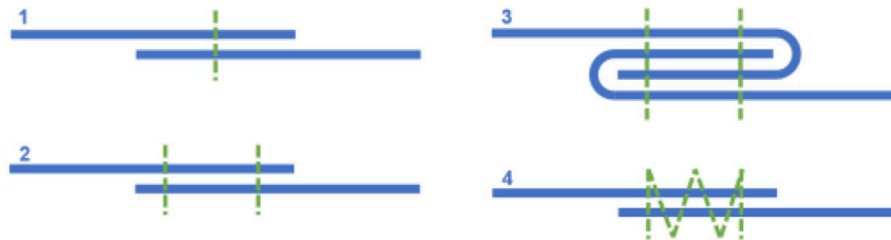


Figura 4.2: Tipologie di cucitura lap seam [1], repeat lap seam [2], fell seam [3], diamante [4]

Il primo test consiste in una trazione dei tessuti, bloccati alle estremità mediante dei morsetti. Si presentano adesso diverse strategie di cucitura: la prima cucitura è la più semplice, nota come "lap seam" con una breve sovrapposizione dei tessuti ed una sola cucitura ad unirli [1]. La seconda modalità nota come "repeat-lap seam" consiste in un miglioramento della prima, dato da una doppia cucitura [2]. La terza modalità detta "fell seam" è ottenuta mediante una sovrapposizione dei tessuti e la successiva piega degli stessi a formare una sorta di S [3]. Questo comporta un notevole rinforzo grazie alla sovrapposizione di 4 strati di tessuto e rende più difficile lo strappo della cucitura grazie alla piega utilizzata. Tuttavia questo tipo di cucitura può potenzialmente creare dei problemi a causa della netta discontinuità tra il tessuto singolo e la cucitura con 4 strati sovrapposti. I test riportano che la cucitura [2] cede a circa il 4% del carico a cui resiste il tessuto integro, mentre la cucitura [3] arriva al 17%. Entrambi questi risultati sono insoddisfacenti al fine di garantire la prestazione voluta.

Il secondo metodo di test consiste in una prova a trazione dei tessuti, in questo caso il provino non viene bloccato all'estremità tramite dei morsetti, ma viene arrotolato attorno a dei perni di carico, i quali sono rappresentati con dei cerchi nello schema della figura 4.3. Ciò richiede che il campione abbia due cuciture identiche su ciascun lato per unire i due materiali su ciascuna estremità libera.

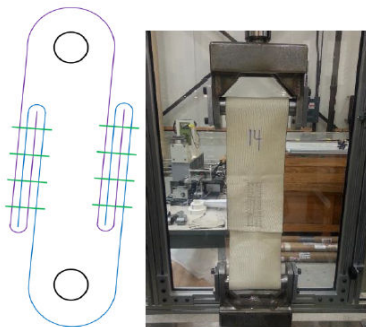


Figura 4.3: Schema del campione di prova ad anello dalla vista laterale e frontale prima del test

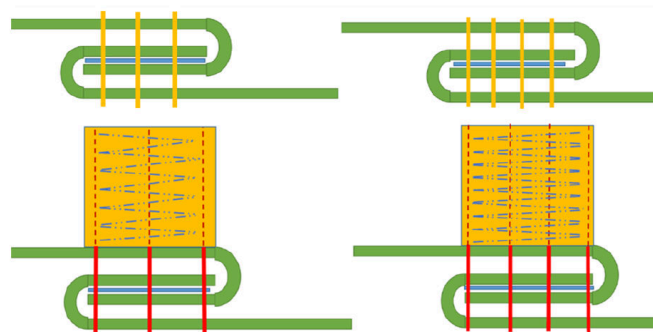


Figura 4.4: (In alto a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti (in alto a destra) Fell seam con riempitivo e quattro file di punti (in basso a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti e cucitura zigzag in alto (in basso a destra) Fell seam con riempimento e quattro file di punti e punto zigzag in cima.

Per migliorare le prestazioni sono state sviluppate altre idee. Ciascuna delle quattro configurazioni di giunzione presenta una giuntura ribassata e l'altra modifica apportata a queste cuciture è l'utilizzo di uno stucco o riempimento. Il materiale di riempimento è indicato nella figura 4.4 con la barra blu continua orizzontale. Dopo vari test il materiale Dacron a trama fitta è selezionato per essere utilizzato nelle cuciture airlock per due motivi. In primo luogo, è il riempitivo più forte se abbinato a "Fell Seam con riempitivo e quattro file di punti e punto zigzag in cima". Il secondo motivo è che un tessuto a trama fitta ha più fibre per pollice rispetto a un materiale a trama normale, rendendo così ogni singolo punto di cucitura più forte.

In conclusione viene scelto come tipo di cucitura il "Fell seam" con riempimento in Dacron, quattro file di punti e punto zigzag in cima.

Capitolo 5

Dispiegamento

Il vantaggio principale delle strutture Inflatable è la possibilità di essere stivate in modo compatto in fase di lancio, per poi dispiegarsi completamente in orbita ampliando così il proprio volume. Uno degli aspetti critici ed interdipendenti della progettazione è la scelta del metodo che consente uno stivaggio efficace ed un dispiegamento affidabile.

5.1 Boom Packing Method: Origami Folding

Sulla base dello studio dei metodi più utilizzati di *Coiling and Wrapping* e *Z-Folding* sia per una configurazione toroidale che assiale, ai fini del progetto di un modulo abitabile cilindrico, si opta per lo schema di piegatura *Origami-Folding rigido* con *double-reverse fold*.

Nella tecnica ad *Origami*, la superficie cilindrica sviluppabile è suddivisa in sfaccettature piate unite da linee di piegatura. Di particolare importanza è il paradigma dell'*origami rigido*, dove si assumono le sfaccettature come pannelli rigidi collegati da cerniere senza attrito, le pieghe. La *piega inversa* consiste in quattro linee di piega congiungenti in un vertice: due pieghe sono collineari, le altre due sono distanziate da un angolo ϕ . Il ripiegamento ha così un grado di libertà, ed il moto di ripiegamento può essere descritto dal rispettivo *folding angle* $\alpha \in [0; \pi]$. La variazione dell'angolo $\beta \in [\pi - 2\phi; -\pi]$ racchiuso tra le sfaccettature durante l'impacchettamento è rappresentato da:

$$\beta_1 = \pi - 2 \arctan\left(\cos \frac{\alpha}{2} \cdot \tan \phi\right).$$

Tale metodo prevede la possibilità di combinare più pieghe inverse conducendo ad una nuova definizione dell'angolo β ; ad esempio, per uno schema *double-revers* l'angolo di piega è espresso come segue:

$$\beta_2 = \pi - 2 \arctan\left(\cos \frac{\alpha}{2} \cdot \tan \phi_1\right) + 2 \arctan\left(\cos \frac{\alpha}{2} \cdot \tan \phi_2\right).$$

Si sceglie di mantenere questo schema poiché limita a sei il numero di pieghe che si incontrano in un vertice. Un numero elevato di linee di ripiegamento coincidenti nel vertice causerebbe infatti una deformazione locale crescente del materiale, e dunque un crescente rischio di strappi e forature.

Avendo il boom ripiegato con lo schema di piegatura scelto una simmetria n volte rotazionale, con n numero di pieghe, si ottiene che la condizione di chiusura cilindrica risulta:

$$\beta_2 = \frac{n-2}{n} \cdot \pi.$$

Tale condizione di chiusura può essere soddisfatta per una qualsiasi configurazione semi ripiegata α . Bisogna, però, porre attenzione alla configurazione completamente ripiegata con $\alpha = 0$, essa permette infatti di minimizzare l'energia di deformazione dell'impacchettamento, che è un parametro importante per un dispiegamento affidabile dell'*Inflatable*.

Per lo schema di ripiegamento *double-reverse fold*, la condizione di chiusura fornisce la seguente relazione tra gli angoli ϕ_1 e ϕ_2 :

$$\phi_1 - \phi_2 = \frac{\pi}{n}.$$

L'angolo $\phi_1 \in \left[\frac{\pi}{n}; \frac{\pi}{2}\right]$ viene dunque considerato come parametro libero di design, ed in questo modo ϕ_2 si ricava dalla formula inversa avendo noto il numero di pieghe n .

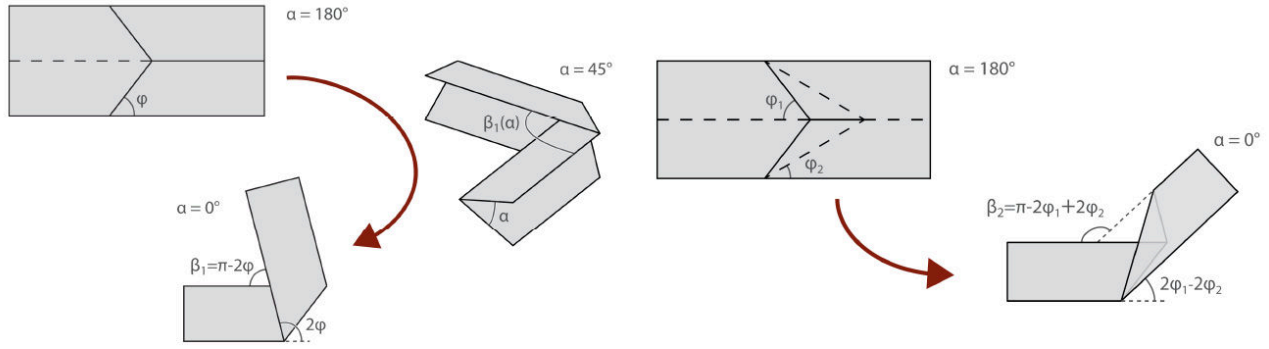


Figura 5.1: Metodo reverse fold

5.2 Strain Energy

La struttura Inflatable, nella configurazione impacchettata, tende ad accumulare una certa energia di deformazione che, in prima approssimazione, è proporzionale alla lunghezza delle linee di ripiegamento. Ciò può essere visualizzato immaginando di avere una molla elastica costante lungo le linee stesse.

Si definisce lunghezza totale delle linee di ripiegamento il rapporto:

$$\frac{\sum F}{L} = 2\pi \frac{R}{H} + n \frac{\sin \phi_1 + \sin \phi_2}{\sin \phi_1 \cdot \sin \phi_2},$$

con $\sum F$ lunghezza totale di ripiegamento (somma delle lunghezze delle linee di ripiegamento ripiegate), L lunghezza del boom dispiegato (lunghezza unitaria del boom) e $\frac{H}{R}$ altezza normalizzata rispetto al raggio del cilindro di un singolo strato ripetuto. In particolare:

$$\frac{H}{R} = \left[0; \frac{2\pi}{n} \cdot \frac{\tan \phi_1 + \tan \phi_2}{\tan \phi_1 \cdot \tan \phi_2} \right].$$

Si dimostra che, per le diverse coppie $(\phi_1, \frac{H}{R})$, per cui la lunghezza totale di ripiegamento è dipendente dal numero di lati n del modello di impacchettamento, è possibile individuare il valore di n tale da rendere minima l'energia di deformazione accumulata.

Per visualizzare meglio questo concetto si grafica quest'ultima per una gamma di soluzioni di ripiegamento (sempre con la tecnica *reverse fold*) e su un intervallo di diversi ϕ_1 e $\frac{H}{R}$, evidenziando le configurazioni con il minor valore di energia accumulata ed il corrispondente numero di lati n .

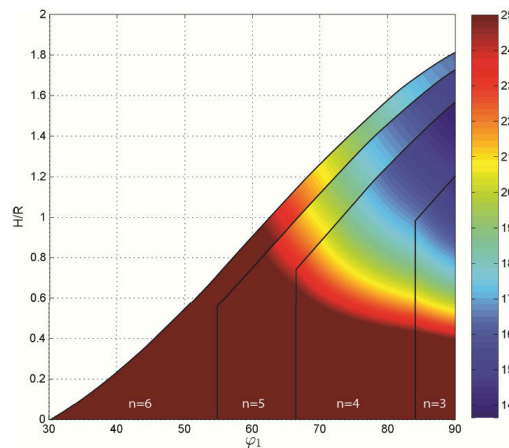


Figura 5.2: Strain Energy

Per piccoli valori di ϕ_1 un numero maggiore di lati di impacchettamento n implica una lunghezza totale di ripiegamento più bassa. Tuttavia, si preferisce un numero di lati più piccolo rispetto al valore a cui si potrebbe arrivare. Inoltre, essendo la lunghezza totale di ripiegamento, e di conseguenza l'energia di deformazione che approssima, indipendente dal raggio del cilindro R , la densità dell'energia di deformazione incrementa con un raggio del boom decrescente.

In ogni caso, i valori di $\sum_L^F > 35$, conducendo ad un'energia immagazzinata troppo alta, vengono omessi, anche graficamente, poiché non considerati nella progettazione.

Si conclude, pertanto, che minimizzare l'energia di deformazione nella fase di design è fondamentale per evitare un dispiegamento inaspettato della struttura. Un valore critico per tale energia da non dover superare è 25.

5.3 Rigid-Origami: Matlab app

Al fine di riprodurre il metodo di dispiegamento assiale del modulo cilindrico *Inflatable*, si implementa un programma Matlab che prendendo in input l'angolo ϕ_1 e il numero di colonne n calcola in output l'altezza H del modulo impacchettato, il parametro di *strain energy* e la lunghezza delle aste. Si ottengono i seguenti risultati affiancati da un sistema di riferimento tridimensionale in cui è possibile visualizzare il dispiegamento della struttura al variare dell'angolo di dispiegamento tra 0° e 180° :

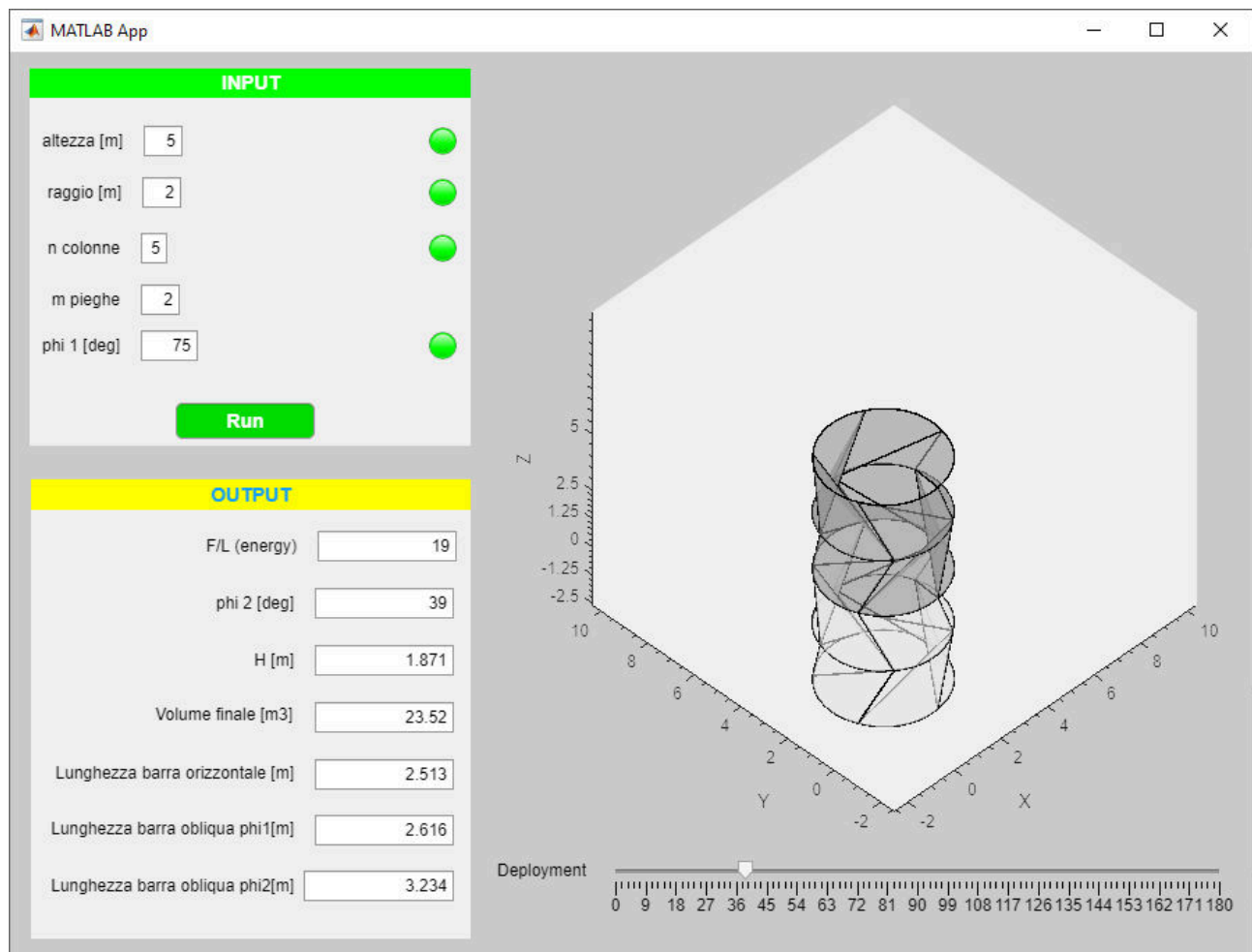


Figura 5.3: Applicazione MATLAB per ripiegamento a origami (struttura dispiegata)

Capitolo 6

Dimensionamento Aste

Per procedere in questa valutazione si utilizza il software *Patran*, questo permette di disegnare la struttura ripiegata attraverso l'utilizzo di curve che simulano le aste. Si posiziona sul piano $x - y$ e $z = 0$ la circonferenza che andrà ad attaccarsi alla struttura rigida, mentre la circonferenza al valore massimo di z supporta la porta di docking. Si è disegnata solo la parte delle aste e non la struttura comprensiva di parte rigida e aste, perché la versione di *Patran* a disposizione permette di originare una mesh di solo 2500 elementi.

6.1 Mesh

Si crea la mesh sulle curve delle aste per unità di lunghezza (un nodo della mesh ogni 100 mm), così facendo tutti gli elementi presentano la stessa dimensione indipendentemente dall'asta in cui si trovano. Va sottolineato come, solo nei punti dove si incrociano le aste, si possono trovare dei nodi di mesh più fitti a causa della costruzione geometrica della stessa, questi non sono stati eliminati perché migliorano il modello della struttura in quei punti più critici. Al termine di questa definizione si ha un totale di 1916 elementi nella mesh.

6.2 Vincoli

Inizialmente si è inserito il vincolo di incastro solo sulla circonferenza inferiore, quella a contatto con la struttura rigida, ma a causa della forza applicata e della geometria è presente un errore sull'f06 durante l'analisi statica causato dall'impossibilità del programma di calcolare la matrice delle rigidezze K . Attraverso lo studio delle frequenze proprie del sistema (analisi 103) si osserva che queste sono quasi nulle e, studiando i grafici su *Patran* delle frequenze proprie, si è capito che la struttura presenta grossi spostamenti lungo l'asse z e le rigidezze del materiale non riescono a sostenere i carichi. Alla luce di ciò, sono stati aggiunti dei vincoli che hanno permesso l'analisi: si incastra la struttura lungo tutta la circonferenza superiore e si aggiungono dei vincoli nei nodi di incastro tra le aste e le circonferenze vincolando 3 punti (pari a una lunghezza di 30 cm).

6.3 Carichi

Si considerano i carichi statici durante il lancio relativi al Falcon 9 (figura 1.5), perché sono quelli massimi cui è sottoposta la struttura considerando trascurabili quelli al dispiegamento, favorito dalla strain energy. Considerando questi valori di carico come delle inerzie, moltiplicando i G del grafico con l'accelerazione di gravità e esprimendo quest'ultima in mm si hanno due condizioni di carico: il vettore $\langle 4905 \ 4905 \ -58860 \rangle$ nella condizione di 6 g verticali e 0.5 g laterali e il vettore $\langle 19620 \ 19620 \ -34335 \rangle$ nella condizione di 3.5 g verticali e 2 g laterali. L'applicazione dei carichi inerziali viene applicata automaticamente a tutta la struttura.

6.4 Risultati

Occorre evidenziare che le curve si modellizzano con elementi BEAM nello spazio in grado di supportare tagli, momenti e sforzi normali: il vettore di orientamento della barra è $\langle 1 \ 0 \ 0 \rangle$.

Le valutazioni sono fatte effettuando varie iterazioni e considerando i materiali scelti per le strutture rigide presentati nella figura 2.1 e diverse tipologie di sezione e spessore per le travi.

Come risultato, si ottiene che l'asta che presenta sezione tonda in parete sottile con un raggio R_2 interno e un raggio R_1 esterno sia quella che permette di avere buone prestazioni ottimizzando la massa.

Per ottenere l'ottimizzazione si variano i raggi per avere diametri e spessori differenti. Occorre valutare con attenzione le dimensioni perché un'eccessiva riduzione rispetto allo spessore dello shield (al lancio circa 9 cm) renderebbe impossibile il ripiegamento della struttura, mentre uno spessore eccessivo comporterebbe una massa inutile da trasportare. In ragione di ciò, si usano aste con valori di raggio compresi tra 20 e 30 mm e diametri in un intervallo di 4-6 cm.

In figura 6.1 si vede l'intera struttura vincolata con le aste cave in parete sottile, col carico inerziale applicato nel nodo di origine. Analizzando le varie configurazioni di sezione e materiale è possibile ottenere il valore degli stress a cui è sottoposta l'asta. In figura 6.2 è rappresentata una delle configurazioni deformata dal carico, con

la legenda laterale che indica gli stress a cui è soggetta la struttura in MPa.

Si selezionano aste con un raggio interno di 24 mm e un raggio esterno di 25 mm: si ha quindi uno spessore di 1 mm e un diametro di 50 mm. Questa configurazione è il miglior compromesso tra ottimizzazione della massa, facilità di ripiegamento e minori stress cui è soggetta la struttura. La sezione dell'asta ottenuta tramite *Patran* è riportata in figura 6.3.

6.5 Materiale

Per quanto riguarda il materiale, gli *MMC Al-Si-Fe* risultano più sollecitati rispetto ai materiali *Al-Be*. Questo perché la struttura è soggetta ad un carico inerziale, quindi la forza da applicare alla struttura è calcolata inserendo l'accelerazione e calcolando la massa a partire dalla densità. La prima classe di materiale ha una densità di 2.9 kg/m^3 , invece la seconda di 2.07 kg/m^3 . I materiali hanno proprietà meccaniche simili, i moduli di Young e i coefficienti di Poisson non variano di molto. Si scelgono quindi gli *MMC Al-Be* poiché sono meno sollecitati e più leggeri.

I tre materiali (AlBeCast 910, AlBeCast 920 e AlBeMet 162) hanno prestazioni simili. Sono stati analizzati su GRANTA EDUPACK, programma presente su Vlaib Polito per avere informazioni più precise e dettagliate come il prezzo e il processo produttivo.

L'unico materiale trovato è l'*AlBeMet 162* (in figura 6.4 è riportata la scheda tecnica) ed è stato selezionato poiché si conoscono tutte le caratteristiche. Il valore di massimo stress ottenuto è di 19.7 MPa e il grafico che rappresenta la struttura deformata è quello presentato precedentemente. Lo stress di snervamento di tale materiale è di 276 MPa, dividendolo per il Safety Factor (SF) di 1.5 si ottiene un massimo stress pari a 184 MPa. Queste caratteristiche permettono di concludere che la struttura sia ampiamente al di sotto dei valori limite di un ordine di grandezza.

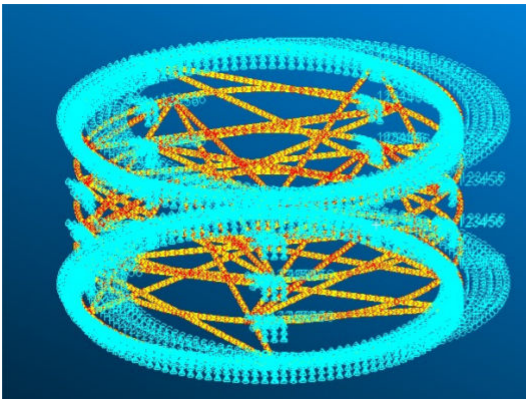


Figura 6.1: Struttura implementata su Patran

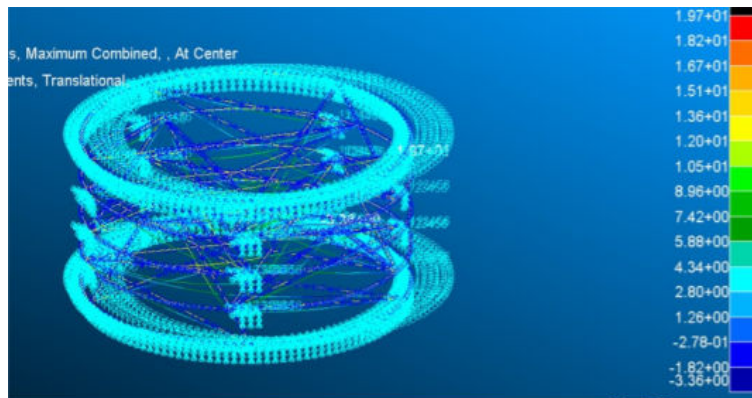


Figura 6.2: Sezione aste

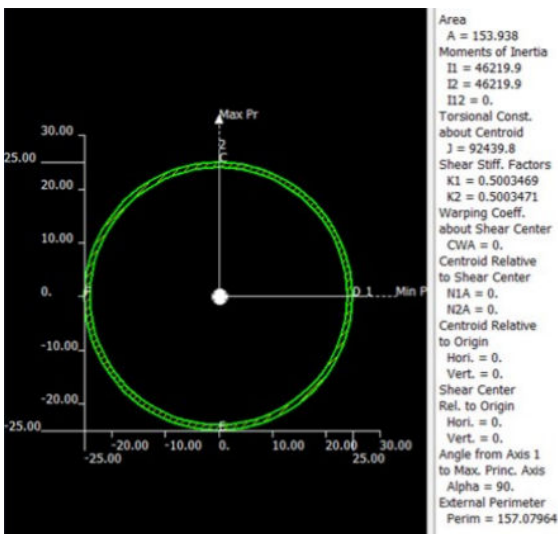


Figura 6.3: Sezione asta

Composition overview

Compositional summary

Be60-64 / Al36-40

Material family	①	Metal (non-ferrous)
Base material	①	Be (Beryllium)

Composition detail (metals, ceramics and glasses)

Al (aluminum)	①	36	-	40	%
Be (beryllium)	①	60	-	64	%

Price

Price	①	* 292	-	293	EUR/kg
Price per unit volume	①	* 6,04e5	-	6,21e5	EUR/m³

Physical properties

Density	①	2,07e3	-	2,12e3	kg/m³
---------	---	--------	---	--------	-------

Mechanical properties

Young's modulus	①	179	-	200	GPa
Young's modulus with temperature	①	182	-	182	GPa

① Data at room temperature = 20°C

Figura 6.4: Caratteristiche AlBeMet AM162

Capitolo 7

Ambiente interno

7.1 Descrizione generale

Lo spazio disponibile è un cilindro di diametro 4 metri e alto 6, formato da una sezione dispiegabile alta 5 metri e una fissa, per l'imbarco del cargo, di 1 metro. La zona abitabile è individuata da tutto il volume della struttura dispiegata che, successivamente alla messa in orbita, viene arredata con tutte le strutture interne, piani di separazione e strumenti necessari, precedentemente contenuti nel cargo.

Si sottolinea che il modulo è un'appendice della stazione spaziale internazionale e dunque tutti i sistemi per la sopravvivenza della vita umana, sistemi di scarico, di ventilazione e di rifornimento sono gestiti dalla ISS.

Si ipotizza una divisione dello spazio su due piani, con settori circolari su ogni piano, come nel modello proposto per TransHab (figura 7.1), con un corridoio interno per permettere gli spostamenti tra gli spazi.

Piani

I due piani hanno pari volume e sono separati da una pavimentazione circolare forata, presente anche fra il primo piano e la zona cargo. Queste superfici di separazione sono costruite a partire da semicerchi, per facilità di stoccaggio nella zona cargo durante il lancio.

Il primo piano (quello più vicino al cargo) è la zona per dormire e per svago ("*zona notte*"), in cui è presente un settore bagno e dei settori per il riposo degli astronauti, muniti di sacchi a pelo, oggettistica personale, ganci e desk ripiegabili. Il secondo piano è devoluto al ristoro e ai laboratori ("*zona giorno*"), dove si prevede di installare l'attrezzatura per la preparazione dei cibi e i macchinari per lo svolgimento di esperimenti in orbita. Le dimensioni della zona ristoro permettono ai tre astronauti di riunirsi tutti insieme nei momenti dedicati, come consuetudine sulla ISS.

Storage e attrezzature

Per quanto riguarda lo storage, si prevede l'uso di scaffali di dimensioni standard e quindi l'utilizzo di (International Standard Payload Rack) (figura 7.2), già usati sulla ISS, che contengono fino a 8 locker ciascuno. Si prevedono due rack a disposizione dei laboratori ed un terzo allocato nella zona ristoro: i primi vengono adibiti al contenimento dell'attrezzatura per la sperimentazione, mentre il terzo all'attrezzatura per la preparazione dei cibi. Eventualmente, esiste la possibilità di installarne un quarto, che rimane fissato nella sezione cargo per ulteriori esigenze di stoccaggio generiche su rack.

Zona cargo

Lo spazio rigido cargo contiene, durante il lancio, tutte le strutture che si installano a seguito del dispiegamento; è dunque importante che si rispetti un certo ordine di impacchettamento di queste ultime, al fine di consentirne la corretta disposizione. Inoltre, a causa della ridotta dimensione del corridoio centrale (cioè il foro nelle pareti divisorie), è fondamentale che le stesse pareti siano installate ciascuna dopo che ogni piano è completo.

Al termine del montaggio, l'ampio volume della zona cargo può essere utilizzato come spazio di storage libero, in modo simile al Permanent Multipurpose Module della ISS.

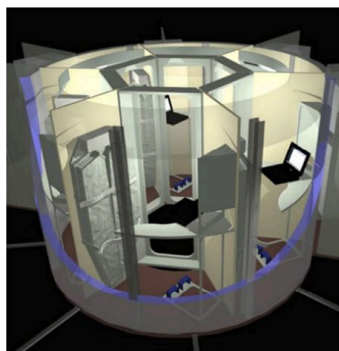


Figura 7.1: Transhab crew quarters

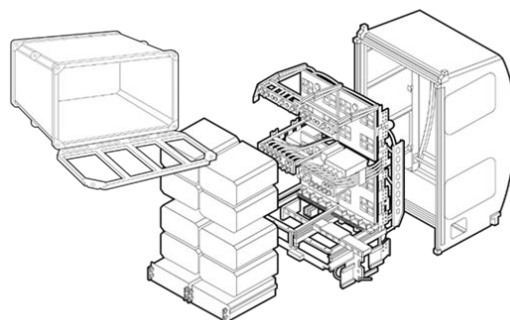


Figura 7.2: International Standard Payload Rack

7.2 Configurazioni dei piani

Si valutano diverse disposizioni che prevedano le aree descritte precedentemente e si sceglie (figura 7.3):

- Piano inferiore (figura 7.3a): 3 settori 'letto' da 100° con aggiunta del bagno di 60°
- Piano superiore (figura 7.3b): zona ristoro da 180° e unico laboratorio da 180°

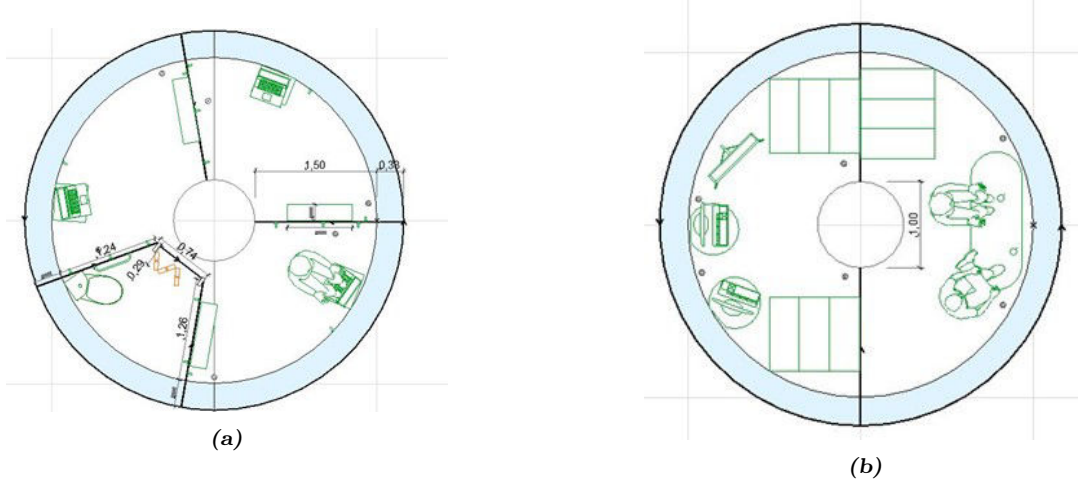


Figura 7.3: Configurazione scelta, con ingombro approssimativo dei rack

7.3 Volume e massa del cargo

Si stimano le dimensioni e le masse delle pareti (in prima approssimazione di alluminio spesso 3 mm), dei rack e di arredamenti e attrezzature per ottenere una stima della massa e del volume da caricare nel modulo cargo.

	N	ΔX	ΔY	ΔZ	V_{single}	V_{tot}	m_{single}	m_{tot}
Divisori zona ristoro (*)	2	2.500	0.003	1.500	0.011	0.023	30.4	60.8
Divisore zona letti(*)	2	2.500	0.003	1.500	0.011	0.023	30.4	60.8
Divisori bagno (*)	2	2.500	0.003	1.250	0.009	0.019	25.3	50.6
International Standard Payload Rack (**)	3	2.000	1.050	0.859	1.571	4.713	104.0	312.0
ISS locker (**)	16						5.9	94.4
Attrezzatura esperimenti (***)	1						500.0	500.0
Attrezzatura preparazione cibo (***)	1						50.0	50.0
Tavolo (***)	1		0.900	0.500	0.050	0.050		15.0
Desk camere (***)	3		0.300	0.400	0.015	0.045		5.0
WC (**)	1						45.0	45.0
		r_{est}	r_{int}					
Divisorio piani (*) (semicerchi)	2	2.000	0.500	0.003	0.011	0.021	28.6	57.3
Divisori separazione cargo (*) (semicerchi)	2	2.000	0.500	0.003	0.011	0.021	28.6	57.3
SOMMA						4.91		1308
TOTALE (volume x 1.3, massa x 1.5)						6.39		1962

Tabella 7.1: Massa in kg e lunghezze in metri, dati ottenuti da calcoli (*), da reference (**) o da ipotesi (***)

Si ottengono una massa e un volume totale rispettivamente di 1308 kg e 4.91 m³. Tuttavia, si considerano dei fattori di margine di 1.5 per la massa e 1.3 per il volume che tengano conto della presenza di componenti extra (come cavi, agganci, porte, supporti) e si ottengono i valori finali stimati di massa e volume pari a:

$$m_{cargo} = 1962 \text{ kg}$$

$$V_{cargo} = 6.39 \text{ m}^3$$

Capitolo 8

Valutazioni conclusive

In conclusione, sommando la massa della porta di docking, quella del cargo, quella dell'Inflatable includendo anche le aste necessarie al dispiegamento e quella della struttura rigida si ottiene una massa complessiva del modulo ibrido di 4772 kg.

	Massa [kg]
Porta di Docking	324
Cargo	1962
Inflatable + Aste	1058.7
Parte rigida	1427.6
Totale	4772.3

Tabella 8.1: Riassunto masse

Questo valore è di circa 1 tonnellata maggiore rispetto alla stima preliminare di 3500 kg. Ciò è comprensibile in quanto la configurazione del modulo è stata modificata rispetto all'idea primaria che prevedeva un modulo completamente Inflatable: l'aggiunta di una parte rigida comporta un notevole aumento di massa. Il lanciatore scelto è il Falcon 9, che può portare fino a 13.5 tonnellate in LEO, quindi nonostante il valore finale di massa sia maggiore, non esiste problematica per il lanciatore e il margine è ancora molto alto considerando che alla massa attualmente stimata potrebbe essere necessario aggiungere alcuni sottosistemi e cablaggi necessari ai sistemi di bordo.

In immagine 8.1 è riportato il CAD del Modulo Ibrido complessivo dispiegato in orbita LEO. A partire dall'alto si trova la porta di docking, al centro il modulo Inflatable e in basso la struttura rigida, in cui sono originariamente stipati durante il lancio gli arredi e i sistemi che saranno poi installati nell'*Inflatable* una volta dispiegato.

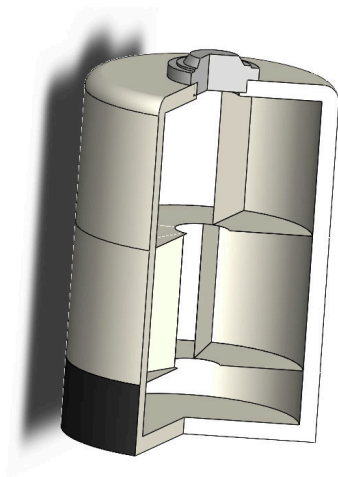


Figura 8.1: CAD Modulo Ibrido

Le principali difficoltà riscontrate durante la progettazione del modulo spaziale sono state la ridotta disponibilità di documentazione e dovuta alla quasi completa assenza di moduli inflatabili, che ospitano astronauti, lanciati e operativi. Sebbene da un lato i vantaggi di questa struttura siano enormi a livello di massa e ingombro al lancio, risultano evidenti alcuni importanti svantaggi legati alla necessità di una struttura rigida di riferimento che presenta multibody complessi con comportamenti difficilmente prevedibili a livello teorico. Il modulo presentato introduce l'innovazione del meccanismo di dispiegamento origami, molto diverso dai meccanismi attualmente utilizzati per dispiegare i moduli spaziali in orbita. Possibili impieghi dei moduli di questo tipo sono legati all'espansione lunare o planetaria o a moduli autosufficienti in orbita.

Bibliografia

- [1] www.technica.net/NF/NF3/fibredupont.htm
- [2] Md. Hasan Ali , Robiul Islam Rubel , Sk. Suzauddin Yusuf and Md. Abubakar Siddique; *A Review On Syntactic Foams Processing, Preparation And Applications*
- [3] Prof. Giulio Romeo, *Processi Di Produzione Delle Strutture Aerospaziali Con Materiali Compositi Avanzati*
- [4] <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/radiationchallenge.pdf>
- [5] <https://www.nasa.gov/analogs/nsrl/why-space-radiation-matters>
- [6] <https://www.swpc.noaa.gov/phenomena/galactic-cosmic-rays>
- [7] <https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/see.htm>
- [8] <https://www.embopress.org/doi/full/10.1038/sj.embor.7400016>
- [9] Ron Turner, *What we must know about solar particle events to reduce the risk to Astronauts*, Space weather Geophysical Monograph 125, Nasa research grant NAG5-3888.
- [10] Steve Koontz, William Atwell, Brandon Reddell, Kristina Rojdev, *Spacecraft Solar Particle Events Shielding: Shielding Effectiveness as a Function of SPE Model as Determined with the FLUKA Radiation Transport Code*
- [11] ESA, *Earth's Plasmasphere And The Van Allen Belts*, <https://sci.esa.int/web/cluster/-/52831-earth-plasmasphere-and-the-van-allen-belts>
- [12] Sarah Frazier, *NASA's Van Allen Probes Revolutionize View of Radiation Belts*, NASA's Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Md.
- [13] T. P. Dachev¹ , N. G. Bankov¹ , B. T. Tomov¹, Yu. N. Matviichuk¹, Pl. G. Dimitrov¹, D.-P. Häder², and G. Horneck³, *Overview of the ISS Radiation Environment Observed during the ESA EXPOSE-R2 Mission in 2014–2016*
- [14] Istituto Superiore di Sanità, *Radiazioni a radiofrequenze e tumori: sintesi delle evidenze scientifiche*, Rapporti ISTISAN 19/11, www.iss.it
- [15] <https://www.focus.it/tecnologia/innovazione/nasa-test-per-la-comunicazione-a-raggi-x-con-la-iss>
- [16] Commissione Internazionale sulla Protezione dalle Radiazioni Non Ionizzanti, *Linee guida sui limiti di esposizione a campi magnetici statici*, 2009
- [17] R. C. Tennyson, *Protective coatings for spacecraft materials*
- [18] Junichiro Ishizawa, *Evaluation of White Paints Exposed to Space Environment on the ISS Russian Service Module / Space Environment Exposure Device*
- [19] Sabrina Corpino, Dispense del corso di Sistemi Aerospaziali
- [20] NASA, *Multilayer Insulation Material Guidelines*
- [21] <http://www.aztechnology.com/products/paints.html>
- [22] <http://www.aztechnology.com/area-coverage-estimates-for-paint.html>
- [23] <https://www.sheldahl.com/technology/thermal-control-materials/multi-layer-insulation>
- [24] http://www.mul2.polito.it/materiale/Proceedings/2015/Paper_179_AIDaA2015.pdf
- [25] <https://spacecraft.ssl.umd.edu/publications/2011/AIAA-2011-5044.X-Hab.pdf>
- [26] <https://spaceflight.nasa.gov/history/station/transhab/>
- [27] https://www.researchgate.net/publication/333919095_System_Integration_Comparison_Between_Inflatable_and_Metallic_Spacecraft_Structures

- [28] <http://sicsa.egr.uh.edu/sites/sicsa/files/files/lectures/space-structures-and-support-systems.pdf>
- [29] IEEE Aerospace 2019-Inflatable Habitats Final.pdf
- [30] TransHab Nasa.pdf
- [31] United States Patent FLEXBLE STRUCTURAL RESTRAINT.pdf
- [32] Eric L. Christiansen, *Meteoroid/Debris Shielding*, NASA Johnson, Space Center Houston, Texas
- [33] E. L. Christiansen, J.H. Kerr, H.M. de la Fuente, and W.C. Schneider, *Flexible and Deployable Meteoroid/Debris Shielding for Spacecraft*, 1999, International Journal of Impact Engineering, Vol. 23.
- [34] <http://www.aztechnology.com>
- [35] Livio Narici, Marco Casolino, Luca Di Fino, Marianna Larosa, Piergiorgio Picozza, Alessandro Rizzo and Veronica Zaconté, *Performances of Kevlar and Polyethylene as radiation shielding on-board the International Space Station in high latitude radiation environment*
- [36] Ryan B. Norman, Martha Cloudsley, Tony Slaba, Lawrence Heilbronn, Cary Zeitlin, Sean Kenny, Luis Crespo, Daniel Giesy, James Warner, Natalie McGirl, Luis Castellanos, Ashwin Srikrishna, Matthew Beach, Amir Bahadori, Brandon Reddell and Robert Singleterry, *Early Results from the Advanced Radiation Protection Thick GCR Shielding Project*
- [37] Kevlar Aramid Fiber Technical Guide
- [38] C. Monticelli & V. Carvelli & Z. Fan & D. Valletti & M. Nebiolo & A. Messidoro, *Biaxial Loading of a Textile Ribbons Structure for an Inflatable Module of Space Habitats*
- [39] *International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD)*, Revision E, October 2016
- [40] NASA Docking System (NDS) Interface Definitions Document (IDD)
- [41] Collins Aerospace, Universal Waste Management Datasheet, <https://www.collinsaerospace.com/-/media/project/collinsaerospace/collinsaerospace-website/product-assets/marketing/u/universal-waste-management-system-data-sheet.pdf?rev=8f506b55af6e4bed9d9748dff0532269>
- [42] *EXPedite the PROcessing of Experiments to Space Station (EXPRESS) Rack Payloads Interface Definition Document*, International Space Station Program
- [43] J. Zipay, D.A. Litteke, E. Christiansen, *System Integration Comparison Between Inflatable and Metallic Spacecraft Structure*, March 2019.
- [44] C. Monticelli, V. Carvelli, Z. Fan, D. Valletti, M. Nebiolo, A. Messidoro, *Biaxial Biaxial Loading of a Textile Ribbons Structure for an Inflatable Module of Space Habitats*, Marzo 2019.
- [45] United States Patent- Bigelow et al, *Flexible Structural Restraint Layer for use with an Inflatable Modular Structure*, 5 Settembre 2006
- [46] M. Schenk, S.G. Kerr, A.M. Smyth, S.D. Guest, *Inflatable Cylinders for Deployable Space Structures*. September, Settembre 2019.
- [47] M. Schenk, A.D. Viquerat, K.A. Seffen, S.D. Guest, *Biaxial Review of Inflatable Booms for Deployable Space Structures: Packing and Rigidization in University of Cambridge*, 2014
- [48] Y. Hong, W. Yao, Y. Xu, T. Fang, *Research on the Folding Patterns and Deployment Dynamics of Inflatable Capsule Structures*, 2018
- [49] https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits
- [50] Center for Advanced Space Studies-Universities Space Research Association *Factors Impacting Habitable Volume Requirements*, 2011
- [51] *NASA report: Inflatable Structures Technology Handbook*

- [52] *NASA/TM-2008-215264: Lessons Learned From Atomic Oxygen Interaction With Spacecraft Materials in Low Earth Orbit*
- [53] *NASA/TM-2004-213223: Low Earth Orbital Atomic Oxygen Interactions With Materials*
- [54] *NASA/TM—2004-213223: Low Earth Orbital Atomic Oxygen Interactions With Materials*
- [55] National Aeronautics and Space Administration *A Researcher's Guide to: Space Environmental Effects*, 2011