

Esercitazione 2
Squadra S2
Modulo abitabile inflatable - Appendici

19 gennaio 2021

Indice

Elenco delle figure	III
Elenco delle tabelle	VI
1 Analisi preliminare	1
1.1 Analisi delle orbite	1
1.1.1 LEO	1
1.1.2 GEO	2
1.1.3 GTO	2
1.1.4 C3	2
1.2 Scelta dell'orbita	3
1.3 Stima volume necessario	3
1.4 Analisi massa volume	5
1.5 Analisi lanciatore	6
1.5.1 Ariane 5	7
1.5.2 Ariane 6	9
1.5.3 Falcon 9	11
1.5.4 Soyuz	12
1.5.5 Scelta	14
2 Analisi Fattori di Rischio	15
2.1 Fattori ambientali	15
2.1.1 Outgassing	15
2.1.2 Cold welding	15
2.1.3 Drag Force e resistenza al dispiegamento	16
2.1.4 Controllo termico	16
2.1.5 Ossigeno atomico	16
2.2 Radiazioni	16
2.2.1 Galactic Cosmic Rays	17
2.2.2 SPE's e Pressione solare	18
2.2.3 Fasce di Van Allen	20
2.2.4 Onde radio	22
2.2.5 Ultravioletti:	22
2.2.6 Visibile	23
2.2.7 Infrarosso	23
2.3 Detriti spaziali e meteoroidi	23
2.3.1 Shielding- Configurazioni Note	26
2.3.2 ISS- Nextel/Kevlar Enhanced Whipple Applications	27
2.3.3 Materiali utilizzabili	31
2.4 Micro-gravità	33
2.4.1 Sistema Respiratorio	33
2.4.2 Sistema Cardiovascolare	34
2.4.3 Sistema Neurovestibolare	35
2.4.4 Sistema Scheletrico	36
2.4.5 Gravità artificiale	36

3	Definizione strati shell	38
3.1	Inner layer	38
3.2	Bladder	38
3.2.1	Descrizione generale	38
3.2.2	Requisiti	39
3.2.3	Materiali	39
3.2.4	Fissaggio e dispiegamento	39
3.2.5	Scelta	39
3.3	Restraint layer	39
3.3.1	Analisi	40
3.3.2	Considerazioni progettuali	40
3.3.3	Selezione del materiale	41
3.3.4	Selezione della trama del tessuto	42
3.3.5	Indicizzazione e interfacce	43
3.3.6	Conclusioni	43
3.4	MMOD layer	44
3.4.1	Multi-Schock Shield	44
3.4.2	Confronto con Struttura Metallica	45
3.5	Multi-layer insulation blanket	46
3.5.1	Outer Cover	46
3.5.2	Reflector Layers	47
3.5.3	Separator Layers	49
3.6	Radiation protection	49
4	Struttura interna	51
4.1	Analisi preliminare per la selezione del materiale da impiegare nella "Core Structure" di un inflatable	51
4.1.1	Valutazioni qualitative su progetti passati e vincoli di progetto	51
4.1.2	Modulo di Young e densità	52
4.1.3	Modulo di Young e Resistenza a trazione	53
4.1.4	Conclusioni	53
4.2	Dimensionamento preliminare	54
4.2.1	Struttura cilindrica	54
4.2.2	Struttura toroidale	55
4.2.3	Scelta della geometria	55
4.3	Interfaccia con ISS	58
4.3.1	Berthing System	61
5	Struttura ibrida	62
6	Interfacce	64
6.1	Interfaccia tra struttura rigida e struttura Inflatable	64
6.1.1	Soluzioni precedentemente adottate	64
6.1.2	Soluzione proposta	66
6.2	Cuciture tra shell	67
7	Dispiegamento	72
7.1	Boom Packing Methods	72
7.1.1	Coiling and Wrapping	72
7.1.2	Z-folding	72
7.1.3	Origami Folding	73
7.2	Strain Energy	74
7.3	Rigid-Origami: Matlab app	76
8	Dimensionamento aste usate per il dispiegamento	77
8.1	Geometria	77
8.2	Mesh	77
8.3	Vincoli	77
8.4	Carichi	77
8.5	Proprietà	78

8.6	Materiali	78
8.7	Analisi effettuate e post-processing	79
9	Ambiente interno	82
9.1	Descrizione generale	82
9.2	Configurazioni dei piani	84
9.2.1	Possibilità valutate	84
9.2.2	Configurazione scelta	86
9.3	Volume e massa del cargo	87
10	Valutazioni conclusive	88

Elenco delle figure

1.1	Volume abitabile in funzione dei giorni di missione	4
1.2	Confronto dati moduli gonfiabili e metallici	5
1.3	Interpolazione dati moduli gonfiabili	6
1.4	Interpolazione dati moduli metallici	6
1.5		6
1.6	Fairing Ariane 5	7
1.7	Fairing Ariane 5 con dual lanch system	8
1.8	Carico statico longitudinale Ariane 5	8
1.9	Fairing Ariane 6	9
1.10	Fairing Ariane 6 con dual lanch system	10
1.11	Accelerazione longitudinale e laterale Ariane 6	10
1.12	Fairing Falcone 9	11
1.13	Accelerazione longitudinale statica e laterale statica Falcon 9	12
1.14	Fairing Soyuz	13
1.15	Accelerazione longitudinale statica Soyuz	13
2.1	Distribuzione potenza su lunghezze d'onda	18
2.2	Andamento potenza sole	19
2.3	Penetrazione Spe	20
2.4	Fasce di Van Allen	21
2.5	Dose giornaliera	21
2.6	Energia dell'impatto iperveloce	24
2.7	Spall generati dall'impatto	24
2.8	Miglioramento ballistic limit equation con scudo whipple, a parità di spessore	25
2.9	Densità detriti spaziali in funzione della quota	26
2.10	Probabilità annuale d'impatto in funzione della quota	26
2.11	Sezione Trasversale Shielding	26
2.12	U.S. Lab cylinder (S=10.7 cm) and endcone (S=22 cm) ballistic limits.	27
2.13	Nextel/Kevlar enhanced Whipple shield configurations on ISS.	27
2.14	ISS Nextel/Kevlar stuffed Whipple shield ballistic limits.	28
2.15	Rischio penetrazione	28
2.16	CONTOUR multi-shock shield	29
2.17	Ballistic limits for CONTOUR MS shield	30
2.18	Flexible multi-shock shield for an inflatable module	30
2.19	Struttura Kevlar	31
2.20	Andamento con la temperatura e confronto con altri materiali	32
2.21	Schiume solide espanse	32
2.22	Tessuti in fibra ceramica	33
2.23	Riadattamento del corpo umano	34
3.1	Caratteristiche Nomex	38
3.2	Opzioni geometriche del modulo pressurizzato	40
3.3	Possibili configurazioni di strutture inflatable	41
3.4	Materiali tipici di tessuti ad alta resistenza	41
3.5	Restraint layer a tessitura stretta	43
3.6	Sezione Trasversale	44
3.7	Diametro critico al variare della velocità per Multi-shock	45
3.8	Sezione trasversale struttura metallica	45
3.9	Diametro critico al variare della velocità	46

3.10	Emissività in funzione del numero di strati	48
4.1	E/density delle famiglie di materiali	52
4.2	TS/E delle famiglie di materiali	53
4.3	Materiali selezionati	54
4.4	Cilindro	54
4.5	Dimensionamento preliminare toroide	54
4.6	Toroide	55
4.7	Dimensionamento toroide	55
4.8	Probe and drogue docking system	58
4.9	International docking system standard	58
4.10	Ingombro NASA Docking System	59
4.11	Specifiche IDSS	59
4.12	Specifiche IDSS	60
4.13	IDA location	60
4.14	IDA	60
4.15	Berthing System e Grapple fixtures	61
5.1	Due differenti configurazioni di struttura ibrida a confronto	62
5.2	Configurazione proposta	63
6.1	Primo test adottato	67
6.2	Tipologie di cucitura lap seam [1], repeat lap seam [2], fell seam [3], diamante [4]	68
6.3	Cucitura fell seam con rinforzo per ridurre discontinuità	68
6.4	Dettaglio cucitura a diamante	68
6.5	Esempi di cedimento lungo le cuciture: la prima riga evidenzia cedimenti della cucitura repeat lap seam [2] con rottura a carico della cucitura stessa; la seconda riga presenta rotture della cucitura fell seam [3] con cedimento lungo la discontinuità; la terza riga cedimenti della cucitura fell seam rinforzata [3b]	69
6.6	(In alto a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti o stiches (in alto a destra) Fell seam con riempitivo e quattro file di punti o stiches (in basso a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti (o stiches) e cucitura zigzag in alto (in basso a destra) Fell seam con riempimento e quattro file di punti e punto zigzag in cima	69
6.7	Schema del campione di prova ad anello dalla vista laterale e frontale prima del test	70
6.8	Schema complessivo cuciture	71
7.1	Coiling and Wrapping method	72
7.2	Origami Folding method	73
7.3	Reverse fold demonstration	74
7.4	Stored Strain Energy	75
7.5	Applicazione MATLAB per ripiegamento a origami (struttura dispiegata)	76
9.1	Transhab crew quarters	83
9.2	International Standard Payload Rack	83
9.3	Opzioni per il primo piano	84
9.4	Opzioni per il secondo piano	85
9.5	Configurazione scelta	86
9.6	Configurazione scelta con ingombro rack	86
10.1	CAD Modulo Ibrido	89

Elenco delle tabelle

1.1	Massa e volume di moduli gonfiabili e metallici	5
1.2	Coefficienti funzioni interpolanti	6
3.1	Vernici protettive da ossigeno atomico	47
3.2	Flussi di calore e temperature di equilibrio	48
5.1	Strati con relativo spessore	63
7.1	Parametri ottenuti con il <i>Rigid-Origami</i>	76
9.1	Massa in kg e lunghezze in metri, dati ottenuti da calcoli (*), da reference (**) o da ipotesi (***)	87
10.1	Riassunto masse	88

Capitolo 1

Analisi preliminare

1.1 Analisi delle orbite

In questa prima fase del progetto l'obiettivo è quello della valutazione e della scelta relativa l'orbita in cui far operare la struttura Inflatable. Si procede prendendo in considerazione quattro tipologie di ambienti differenti analizzando nel dettaglio i vantaggi e gli svantaggi di ciascuna.

1.1.1 LEO

L'orbita LEO è compresa tra i 300 e i 1000 *km*. Il limite inferiore è dovuto a un'eccessiva resistenza atmosferica, mentre il superiore alla presenza della Fasce di Van Allen.

Criticità

Questa zona possiede alcune caratteristiche che sono fonte di criticità sia per la presenza umana, sia per la strumentazione di bordo.

Radiazioni solari e cosmiche Le emissioni di particelle ad elevata carica energetica non devono essere fonte di pericolo né per l'equipaggio né per le attrezzature presenti a bordo. Per permettere un esito positivo della missione e per garantire la sicurezza dell'equipaggio è necessario installare dei dispositivi che proteggano l'interno della struttura schermandola dall'esterno. Questo implica inevitabilmente un aumento di peso dell'intera struttura.

Microgravità In un ambiente di questo tipo un aspetto non trascurabile è quello relativo alla presenza di una gravità prossima allo zero, questa condizione prende il nome di Microgravità.

L'esposizione per tempi prolungati ad un ambiente del genere provoca, nell'essere umano, delle sensazioni di disagio e malessere. Queste si possono manifestare sotto forma di nausea, disorientamento e sfociare in problemi cardiovascolari o ossei.

Questa problematica rappresenta un limite che influisce notevolmente sulla durata della missione.

Condizioni ambientali pericolose In questo tipo di orbita, la protezione atmosferica risulta assente e quindi l'equipaggio e l'attrezzatura di bordo sono privi della protezione dai raggi ultravioletti.

Altro aspetto non trascurabile è la presenza dell'ossigeno monoatomico. Questo rende il processo ossidativo all'interno delle strutture più aggressivo e più rapido rispetto a quello che accadrebbe sulla superficie terrestre. Si pone particolare attenzione anche agli eccessivi sbalzi termici che si verificano sulle strutture nel passaggio dalle zone di ombra a quelle di luce durante la missione.

Questi elementi vanno tutti tenuti in considerazione e occorre quindi prevedere l'installazione di sistemi di bordo aggiuntivi che portano ad un aumento di peso come, ad esempio, il sistema di controllo termico.

Micrometeoriti e detriti spaziali Essendo, tuttora e in tempi precedenti, un'orbita molto trafficata si segnala una presenza massiccia di detriti spaziali, i quali rappresentano un potenziale pericolo per la struttura stessa. In ragione di ciò, si richiede di installare delle soluzioni che la rinforzino e proteggano, ma ovviamente questo comporta un aumento della massa e della complessità del sistema.

1.1.2 GEO

Questo tipo di orbita assume forma circolare ed è situata a circa 36000 *km* di quota.

A questa distanza da Terra il periodo orbitale è pari al periodo di rotazione terrestre, questo permette al satellite di essere posizionato sempre al di sopra dello stesso punto sulla superficie terrestre.

L'orbita geostazionaria è un'orbita non convenzionale per una missione con equipaggio, infatti nessuna missione verso essa è mai stata eseguita né è stata particolare oggetto di studio. Queste ultime considerazioni rendono la reperibilità dei dati difficile.

Criticità

Spesa energetica Quest'orbita, trovandosi a grande distanza dalla superficie terrestre, per essere raggiunta richiede un notevole dispendio energetico ed un'elevata complessità nell'architettura del lanciatore.

La spesa si riversa inoltre nel lancio di eventuali rifornimenti durante una missione di tipo "stazione".

Microgravità Quest'orbita possiede una forte somiglianza con l'orbita LEO e, per questo motivo, valgono le stesse considerazioni precedentemente effettuate.

Mentre, dal punto di vista scientifico, non è giustificabile l'impegno tecnologico ed economico per svolgere una missione a questa quota rispetto all'orbita LEO, viste le caratteristiche molto simili.

Particelle cariche Questa quota, trovandosi, nella Fascia esterna di Van Allen riporta una forte presenza di particelle cariche e di radiazioni dannose sia per l'uomo, sia per le attrezzature di bordo.

Questo rappresenta un limite per la durata della missione e per la possibilità di effettuare attività extraveicolari ed obbliga, al fine di proteggere la struttura, ad installare un adeguato sistema protettivo, implicando un relativo aumento di massa.

1.1.3 GTO

Questa tipologia di orbita possiede una forma ellittica ed è utilizzata per permettere il trasferimento dall'orbita di partenza LEO sino a quella di destinazione GEO. La manovra completa si articola su due fasi: la prima porta l'oggetto in un'orbita geosincrona, ma non stazionaria, mentre la seconda rende l'orbita dell'oggetto geostazionaria.

Criticità

Sistema propulsivo L'intera manovra utile al posizionamento del Payload nella posizione finale risulta complessa e dispendiosa, infatti comporta un notevole aumento della massa e della complessità del sistema propulsivo.

Ambiente Vista la tipologia di orbita che prevede una continua variazione della quota, passando da quella dell'orbita LEO a quella dell'orbita GEO, in cui le caratteristiche dell'ambiente spaziale variano continuamente, risulta evidente la necessità di prevedere dei sistemi protettivi e di stabilizzazione adatti a tutti gli scenari da affrontare.

1.1.4 C3

Quest'orbita possiede una forma iperbolica, più precisamente un ramo di iperbole dal perigeo all'asintoto di uscita, ed è sfruttata per il trasferimento al di fuori della sfera di influenza terrestre.

Criticità

Lanciatori Sfruttando i lanciatori attuali non è possibile raggiungere direttamente i pianeti esterni. Per fare ciò sono necessari dei Flyby, questi sono delle manovre che, sfruttando il campo gravitazionale di altri pianeti, permettono di ottenere l'accelerazione necessaria per raggiungere la destinazione finale.

Elevate variazioni di velocità Questa tipologia di manovra prevede l'utilizzo di ΔV elevati per passare dall'orbita di parcheggio, situata a circa 350 *km* di quota, a quella iperbolica.

Radiazioni solari e cosmiche Anche per questo tipo di orbita, come per l'orbita LEO, l'assenza dell'atmosfera terrestre espone alla criticità e alla pericolosità di essere colpiti da particelle cariche con elevata energia. Per ovviare alle problematiche che ne potrebbero derivare risulta necessario installare dei sistemi protettivi adeguati che implicano un aumento delle masse relative al Payload.

1.2 Scelta dell'orbita

Valutate le peculiarità menzionate per ciascuna delle quattro tipologie di orbite e analizzate le possibili configurazioni progettuali che una struttura abitabile Inflatable dovrebbe possedere per operare in sicurezza in esse, la scelta del possibile profilo di missione è ricaduta sulla Low Earth Orbit, anche detta LEO.

Infatti, dal punto di vista progettuale, si può dire:

- Vi è una maggiore reperibilità di dati e di fonti attendibili per effettuare un progetto preliminare. Questo risulta possibile grazie alle molte agenzie spaziali che stanno portando avanti programmi riguardanti strutture Inflatable in orbita LEO già da anni.
La NASA considerò l'idea di habitat gonfiabili negli anni Sessanta e sviluppò l'idea del modulo gonfiabile nel progetto TransHab alla fine degli anni Novanta, che venne poi interrotto e surclassato dalla creazione del modulo di stoccaggio a forma toroidale della ISS proposto nel 2010, che prende il nome di Bigelow Expendable Activity Module (BEAM).
Quest'ultimo è agganciato alla Stazione Spaziale Internazionale dal 16 aprile 2016 ed è stato esteso e pressurizzato nel maggio di quell'anno. Il suo impiego ha permesso, attraverso sensori ed apparecchiature di monitoraggio, la raccolta di dati importanti riguardanti: campioni d'aria, sistema di espansione della struttura, livelli di radiazione cosmica interni al modulo e resistenza alla penetrazione di detriti spaziali. Inoltre, in questi anni, una stazione spaziale privata per orbita bassa terrestre è in fase di sviluppo da parte della Bigelow Aerospace.
La cospicua base di dati che queste missioni forniscono è fondamentale per un progetto più concreto e dettagliato.

Mentre, dal punto di vista operativo, si può dire:

- La quota dell'orbita LEO è raggiungibile con costi e consumi, relativi al lanciatore e al propellente, ridotti rispetto alle altre orbite o, a parità di peso, è disponibile più volume da destinare al Payload;
- Il ritardo nelle comunicazioni è limitato e pari a quello di una comunicazione terrestre. Questo si verifica perché l'orbita LEO si trova ad una distanza ridotta, compresa tra 300 e 1000 km, dove è possibile effettuare uno scambio di informazioni in tempo reale;
- La ridotta distanza dalla Terra rende fruibile l'ottenimento di immagini ad elevata risoluzione spaziale della superficie terrestre;
- Visto il breve periodo orbitale si ha una rivoluzione terrestre in circa 90 minuti. Questo permette ripetuti passaggi nell'arco della giornata sopra ad una posizione localizzata sulla superficie terrestre e quindi la possibilità di compiere un percorso orbitale in grado di coprire oltre il 90 % della superficie terrestre. Questa caratteristica risulta utilissima per la raccolta di dati fortemente localizzati;
- La condizione di microgravità, dovuta allo stato di caduta libera in cui ci si trova ad orbitare in LEO, consente di effettuare esperimenti unici sia a livello scientifico, sia a livello tecnologico, non replicabili sulla Terra.

In definitiva, dopo aver selezionato l'ambiente della missione, occorre definirne la tipologia. Per quanto riguarda questo aspetto, si è scelto un modulo abitabile per tre astronauti, scelta dettata dalla prevalenza in commercio di lanciatori con tre postazioni disponibili per l'equipaggio, e ad una durata della missione pari a 150-180 giorni. Si è scelto un lasso temporale di questo tipo per lo stesso motivo progettuale menzionato in precedenza nella scelta dell'orbita LEO, dove, sfruttando i dati provenienti dalla ISS, che è la fonte più rilevante per quanto riguarda gli effetti di un ambiente spaziale di microgravità sugli astronauti, si è visto come questo sia lo stesso periodo di permanenza medio trascorso dai cosmonauti sulla Stazione Spaziale.

1.3 Stima volume necessario

Per la stima del volume abitabile necessario a garantire ad ogni astronauta il benessere fisico e psichico in funzione della durata della missione si è fatto riferimento al NASA-STD-3001, Volume 2 (United States 2011), il quale

definisce i requisiti generali per un volume abitabile funzionale e al NASA/SP-2010-3470 Human Integration Design Handbook, che fornisce una guida alla determinazione del volume e dei fattori che devono essere presi in considerazione; entrambi i documenti sono basati su ricerche e studi per missioni che non superano i sei mesi di durata, dunque confacenti alla nostra scelta di missione di massimo 180 giorni.

Un'opzione per definire il volume minimo abitabile è l'utilizzo di dati derivanti dagli studi sul confinamento, in particolare, il NASA-STD-3001 basa i requisiti di abitabilità sugli studi condotti da Celentano nel 1963. Gli studi più recenti hanno visto una rielaborazione dei requisiti verso volumi più grandi rispetto a quelli originali delle curve di Celentano.

Il grafico seguente, elaborato dal NASA Human Spaceflight Architecture Team, mostra dunque la curva che interpola i risultati più recenti degli studi.

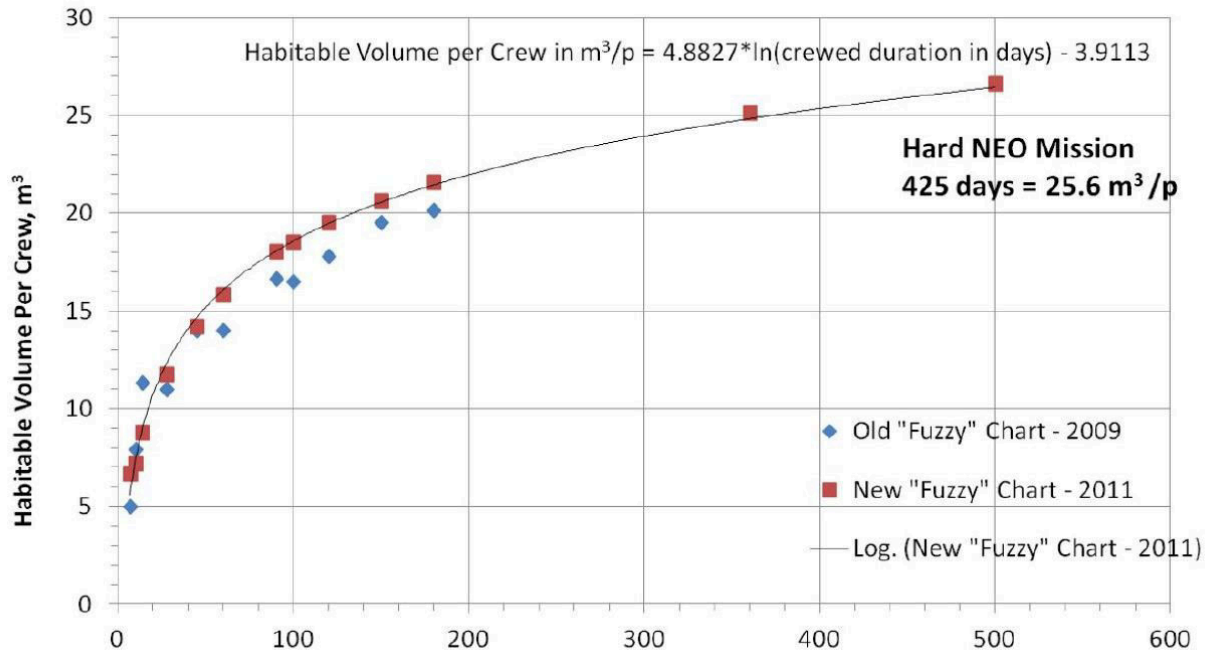


Figura 1.1: Volume abitabile in funzione dei giorni di missione

Essa è espressa analiticamente dalla formula

$$V_{astronaut} = 4.8827 \cdot \ln(d) - 3.9113, \quad (1.1)$$

dove:

- $V_{astronaut}$ è il volume abitabile per astronauta espresso in $[\frac{m^3}{persona}]$;
- d è il numero di giorni di missione con equipaggio.

(3.1) esprime quindi i metri cubi di volume necessario per astronauta in funzione della durata della missione.

Avendo pertanto previsto una durata di massimo 180 giorni di permanenza nel modulo pressurizzato inflatabile, risulta necessario un volume di circa $21.4 m^3$ per ogni astronauta, per un totale di $64.2 m^3$.

1.4 Analisi massa volume

Una volta identificato il profilo di missione, è possibile valutare il volume pressurizzato necessario in relazione alla sua durata. Questo dato è utilizzato come input per ottenere una stima preliminare della launch mass al fine di poter selezionare il lanciatore che soddisfi le necessità della missione.

Il primo step dello studio è la raccolta di dati significativi relativi sia a moduli gonfiabili che metallici, riportati nella tabella seguente, dove con "MASS" si intende la massa totale al lancio, con "VOL." il volume pressurizzato e con "M/V" il loro rapporto.

	MODULO	MASS (kg)	VOL. (m ³)	M/V (kg/m ³)
Inflatable	TransHab	13200	340	39
	BEAM	1415	16	88
	Sundancer	8618	180	48
	Genesis I/II	1360	11.5	118
	BA 2100	70000	2250	31.11
	B330	18500	330	56
Metallic	PMM	4428	77	58
	Cygnus PCM (enhanced)	2000	27	74
	Cygnus PCM (standard)	1700	19	90
	Columbus	10275	75	137
	Harmony	14288	76	189
	Tranquility	15500	76	205
	Skylab Orbital Workshop	28300	302	94
	ATV	19357	154	125
	HTV	16500	30	1179
	Dragon	6000	9	645
	Zarya	24968	71.5	349
	Docking Compartment	3838	13	295
	MRM2	3795	14.8	256
	MRM1	5075	17.4	292
	Soyuz	1300	6.5	200

Tabella 1.1: Massa e volume di moduli gonfiabili e metallici

Anche se il confronto tra strutture gonfiabili e metalliche dipende fortemente dalla rispettiva missione (da requisiti, allestimento interno, durata, dimensioni, materiali, requisiti lanciatore ecc.), il vantaggio più evidente delle prime è un rapporto massa di lancio/volume pressurizzato minore in quasi tutti i casi.

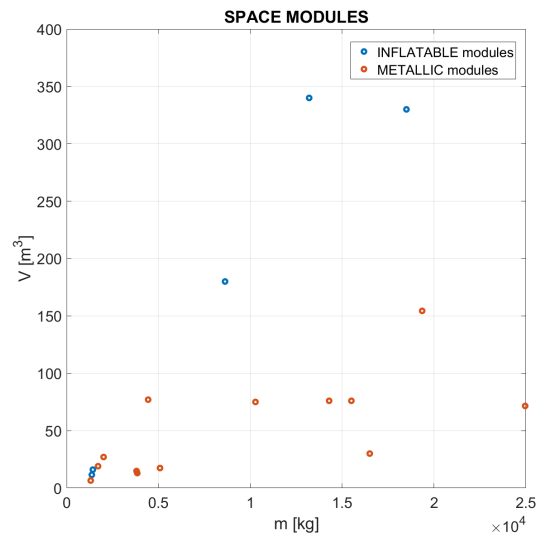


Figura 1.2: Confronto dati moduli gonfiabili e metallici

Questa prima analisi è servita per la costruzione delle curve che combaciano approssimativamente con i dati, i cui grafici sono in figura 1.5.

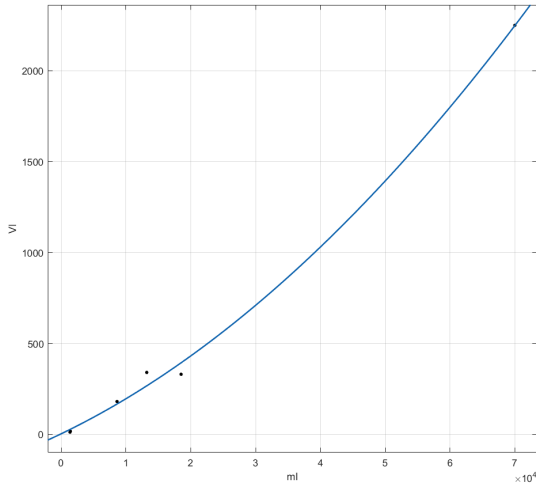


Figura 1.3: Interpolazione dati moduli gonfiabili

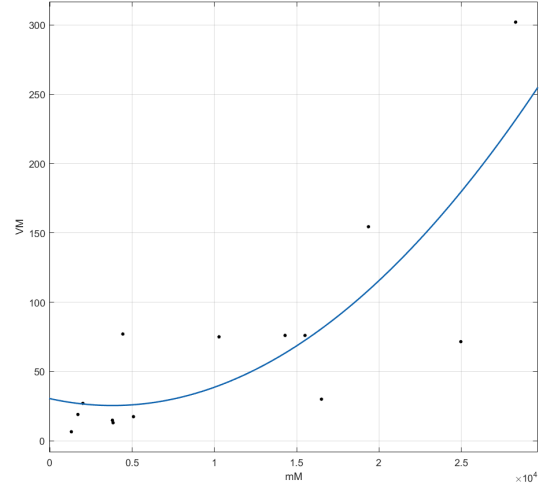


Figura 1.4: Interpolazione dati moduli metallici

Figura 1.5

Data la distribuzione dei punti, come funzione interpolante è stata utilizzata una parabola in entrambi i casi, tenendo conto del fatto che la massa e il numero di certi componenti sono indipendenti dalla dimensione del modulo, quindi, all'aumentare del volume pressurizzato, la launch mass aumenterà leggermente meno. Le funzioni interpolanti sono quindi del tipo

$$f(x) = p_1 x^2 + p_2 x + p_3$$

i cui coefficienti sono riassunti in tabella 1.2:

	p_1	p_2	p_3
Inflatable	$2.131 \cdot 10^{-7}$	0.01717	2.509
Metallic	$3.434 \cdot 10^{-7}$	-0.002607	30.4

Tabella 1.2: Coefficienti funzioni interpolanti

Noto quindi il dato di volume stimato necessario di 64.2 m^3 si procede a stimare la massa del modulo con le relazioni trovate, ottenendo un valore di 3445.6 kg arrotondati cautelativamente a 3500 kg in questa fase preliminare di dimensionamento.

1.5 Analisi lanciatore

Noti destinazione, massa ed ingombro volumetrico si può andare a individuare il lanciatore più adatto. Si considerano i seguenti lanciatori:

- Ariane 5 (ESA)
- Ariane 6 (ESA)
- Falcon 9 (SpaceX)
- Soyuz (Roscosmos)

La selezione è stata ridotta a programmi di lunga durata e con buoni livelli di affidabilità.

1.5.1 Ariane 5

Introduzione

Ariane 5 appartiene alla famiglia dei lanciatori ESA. Il lancio è gestito da Arianespace e avviene presso Guiana Space Centre (CSG)- European spaceport. Quest'ultimo si trova a una latitudine di 5°N , con un azimuth range che varia tra -11° e 90° e una possibile inclinazione $5^{\circ} < i < 100^{\circ}$.

Questa posizione in prossimità dell'equatore con ampio azimuth permette di raggiungere una grande quantità di orbite senza effettuare costosi cambi di piano.

Lo sviluppo di Ariane 5 iniziò nel 1987 al fine di migliorare le prestazioni del precedente modello. Il programma Ariane ha origine nel 1973 con lo sviluppo di Ariane 1.

Nel dettaglio è un lanciatore disponibile a 2 stadi con l'aggiunta di solid strap-on boosters. Possiede una serie di adattatori di payload che permettono anche rilasci in orbite diverse.

Fairing

Il volume utilizzabile all'interno del fairing è il seguente (figura 1.6):

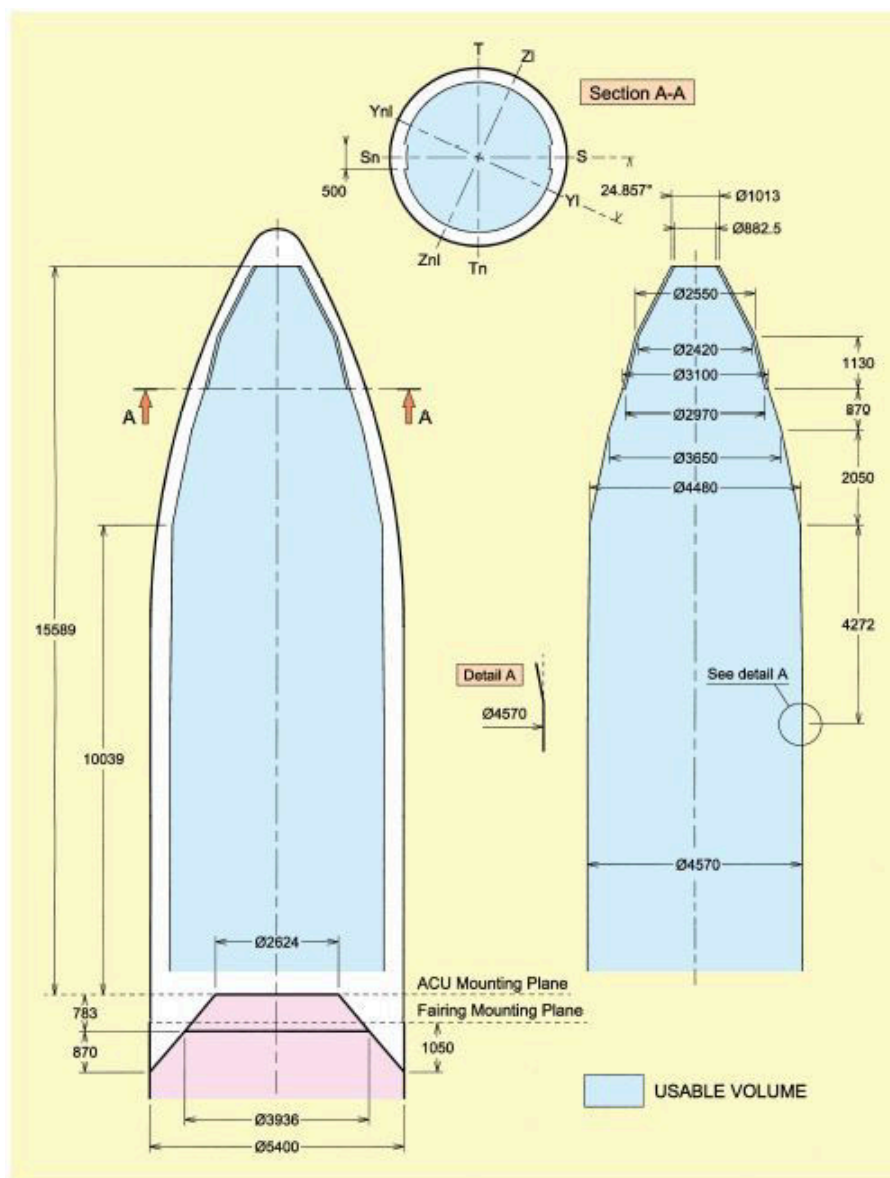


Figura 1.6: Fairing Ariane 5

Con l'inserimento del dual lanch system (SYLDA 5) in figura 1.7:

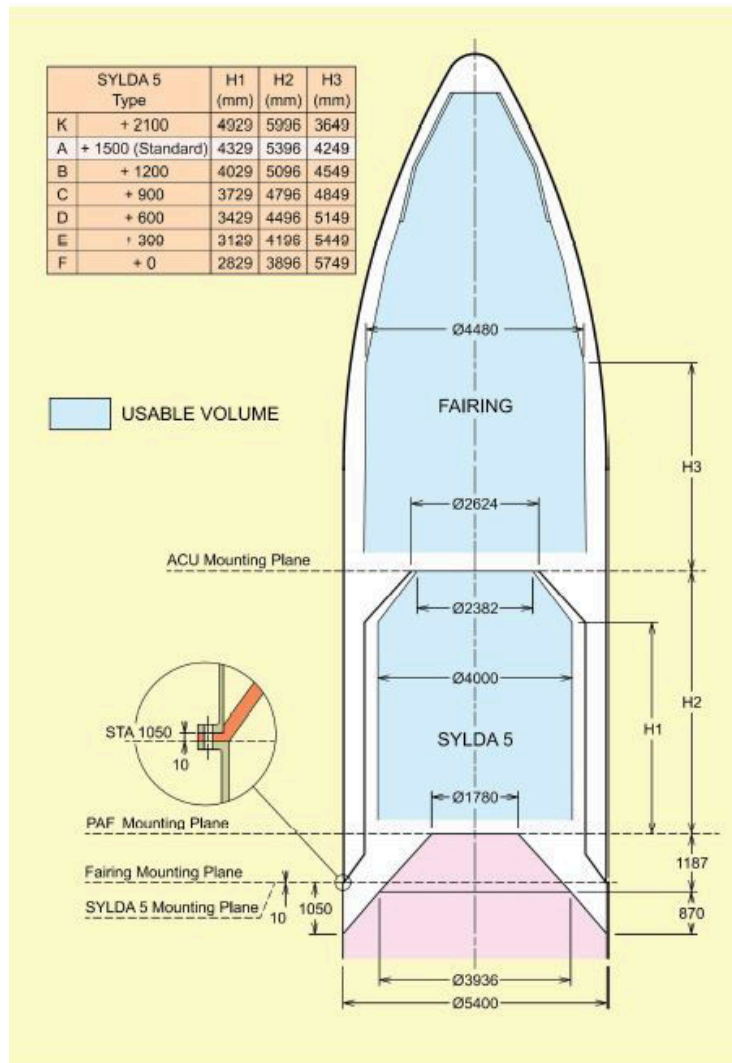


Figura 1.7: Fairing Ariane 5 con dual lanch system

Ambiente meccanico

Un tipico andamento del fattore di carico statico longitudinale è il seguente (figura 1.8):

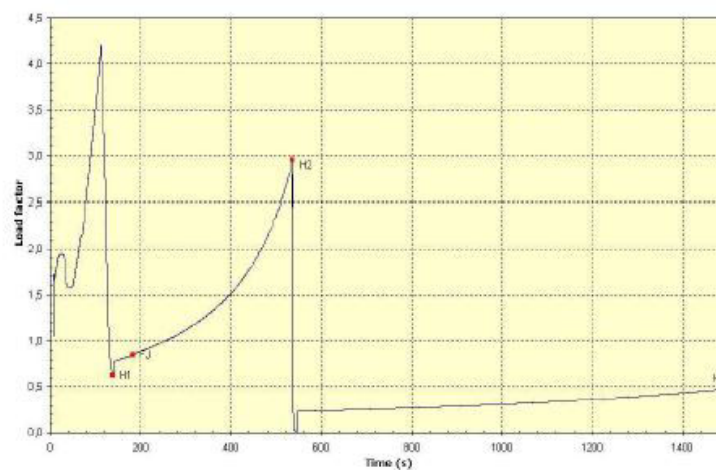


Figura 1.8: Carico statico longitudinale Ariane 5

Si ha quindi una massima accelerazione al distacco dei boosters, e il massimo valore registrato è stato di $4.55\ g$. Mentre per quanto l'accelerazione laterale statica può raggiungere $0.25\ g$.

Costo

Arianespace afferma che il costo medio di un lancio è di 105 milioni di dollari, con una possibile futura diminuzione.

1.5.2 Ariane 6

Introduzione

Ariane 6 è l'evoluzione di Ariane 5. Il progetto è iniziato nel 2014 e il primo lancio per il 2021. Utilizza lo stesso spaceport del precedente.

Ha due possibili configurazioni:

- Ariane 62
- Ariane 64, con un fairing di maggiori dimensioni e 4 boosters

Fairing

Il volume utilizzabile all'interno del fairing è il seguente (figura 1.9):

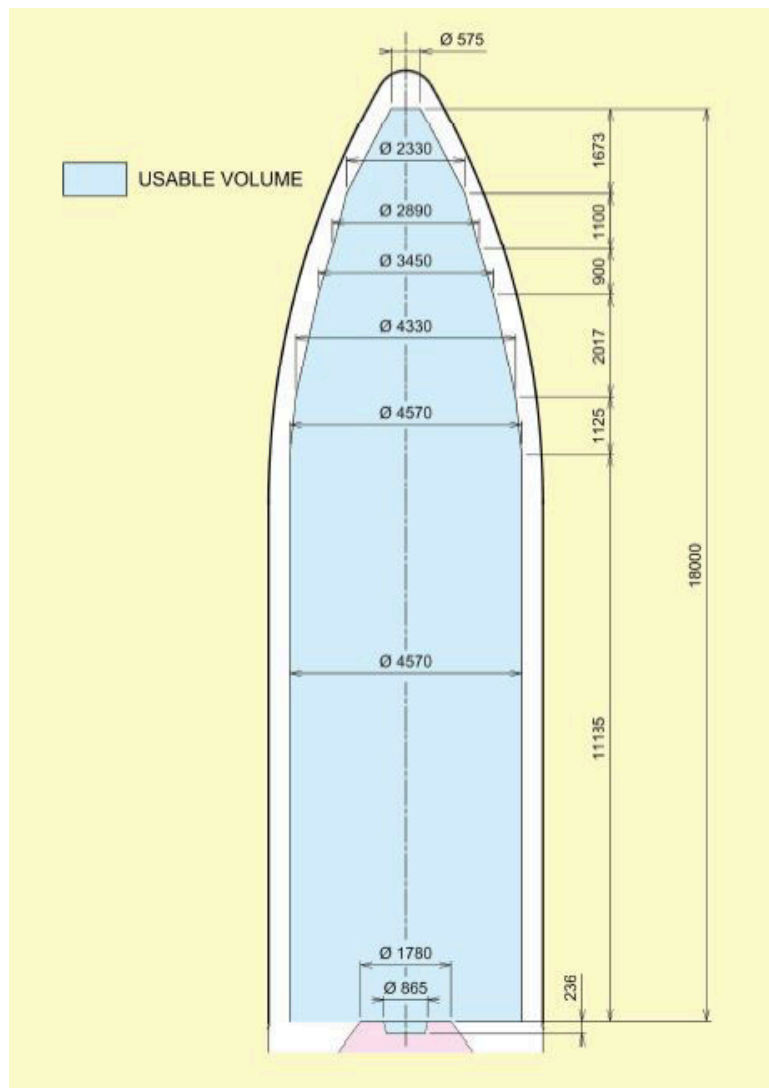


Figura 1.9: Fairing Ariane 6

Con l'inserimento del dual lanch system (dual - figura 1.10):

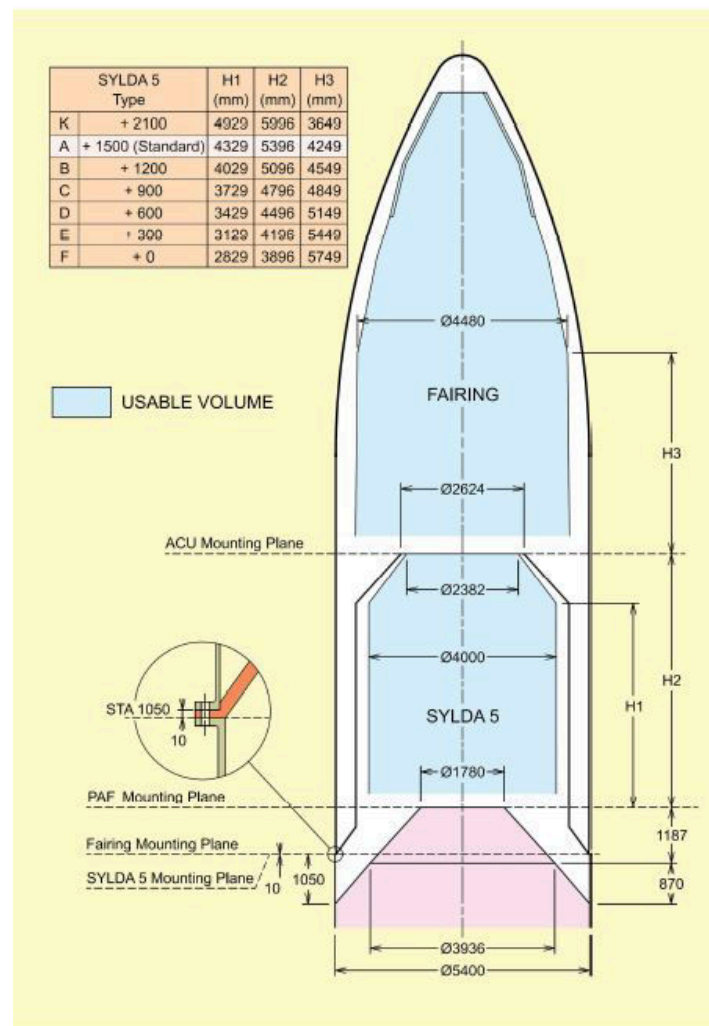


Figura 1.10: Fairing Ariane 6 con dual lanch system

Ambiente meccanico

Le accelerazioni a cui è sottoposto un payload con massa superiore a 3400 kg sono le seguenti (figura 1.11):

Acceleration (g)	Longitudinal		Lateral
	Static	Dynamic	Static + Dynamic
Critical flight events			
Lift-Off	-2	± 1.5	± 1.8
Aerodynamic phase	-2.8	± 0.8	± 1.8
Pressure oscillations	-4.6	± 1.4	± 1
ESR jettisoning	-0.9	± 3.1	± 0.9
LLPM	-2.9	± 1.4	± 0.5
ULPM	-3.1	± 1.4	± 0.5

Figura 1.11: Accelerazione longitudinale e laterale Ariane 6

Si ha quindi un'accelerazione massima statica pari a 4.6 g a causa delle oscillazioni di pressione.

Costo

Arianespace afferma che il costo medio di un lancio è di 75 milioni di dollari.

1.5.3 Falcon 9

Introduzione

Falcon 9 appartiene alla famiglia dei lanciatori progettati e costruiti dalla Space Exploration Technologies (SpaceX). Il lancio avviene principalmente dal complesso di lancio 40 presso la base dell'Air Force Cape Canaveral, in Florida (USA).

Il sito si trova a una latitudine di 28°N con un azimuth range tra 35° e 120° e una possibile inclinazione $39^{\circ} < i < 57^{\circ}$. Se si decidesse di attraccare la struttura gonfiabile alla stazione spaziale internazionale (51.6°) la scelta di questo lanciatore sarebbe ottimale.

Il Falcon 9 è composto da due stadi, entrambi spinti da motori Merlin a ossigeno liquido e RP-1 (un tipo di kerosene), inoltre il primo stadio è progettato per essere riutilizzato. Il Falcon 9 nella versione v1.1 con recupero del primo stadio può collocare in LEO circa 13 tonnellate (13.150 Mg).

Fairing

Il fairing del Falcon 9 ha 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.

Nella figura 1.12 è possibile osservare il fairing nella sua interezza e il suo volume utilizzabile.

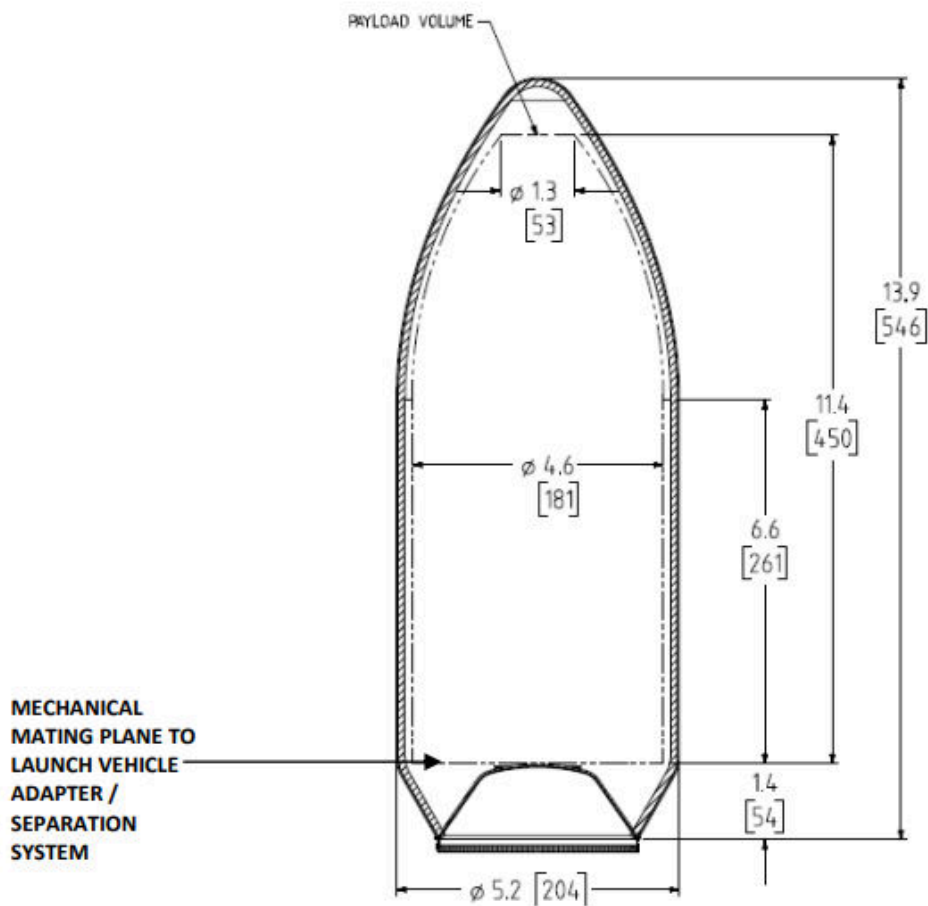


Figura 1.12: Fairing Falcone 9

Ambiente meccanico

Durante il volo, il payload subirà una serie di accelerazioni assiali e laterali. I fattori di carico di progetto Falcon 9 sono mostrati di seguito (figura 1.13).

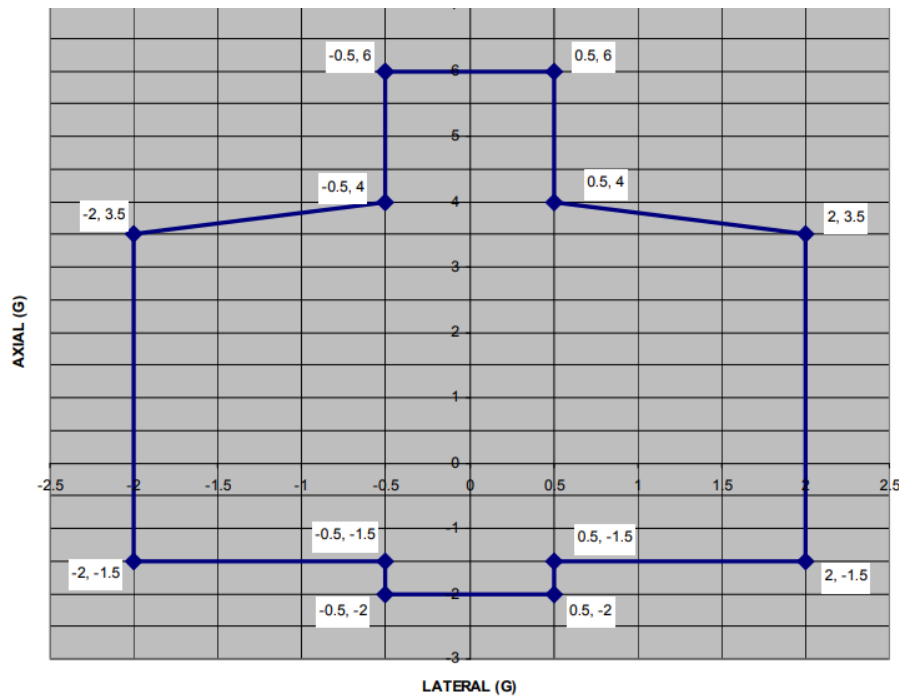


Figura 1.13: Accelerazione longitudinale statica e laterale statica Falcon 9

Il massimo valore di accelerazione longitudinale statica è pari a 6 g, mentre l'accelerazione laterale statica ha un valore massimo di 2 g.

Costo

Effettuare un lancio con il Falcon 9 ha un costo medio di 62 milioni di dollari.

1.5.4 Soyuz

Introduzione

Il Soyuz fa parte della famiglia dei Soyuz rocket, prodotti dalla Progress Rocket Space Centre di Samara. Il primo volo fu nel 1966 e successivamente è diventato uno dei lanciatori più utilizzati al mondo, in particolare per la ISS. Le operazioni sono svolte sia da Starsem che da Arianespace. I siti di lancio risultano essere tre:

- il primo è il Baikonur Cosmodrome in Kazakhstan
- il secondo Plesetsk Cosmodrome nel nord della Russia
- il terzo al Guiana Space Centre nella Guyana francese

In particolare, dal GSC è possibile accedere a diverse orbite tra cui quelle per missioni LEO e all'ISS (51,6°), mentre dal Baikonur Cosmodrome si ha un azimuth con possibile variazione tra 60.70° e -10.90° ed un'inclinazione tra i 51.80° e i 95.40°.

Fairing

Il volume per la locazione del payload risulta avere un'altezza di circa 5,4 metri e un diametro di 3,7 (figura 1.14).

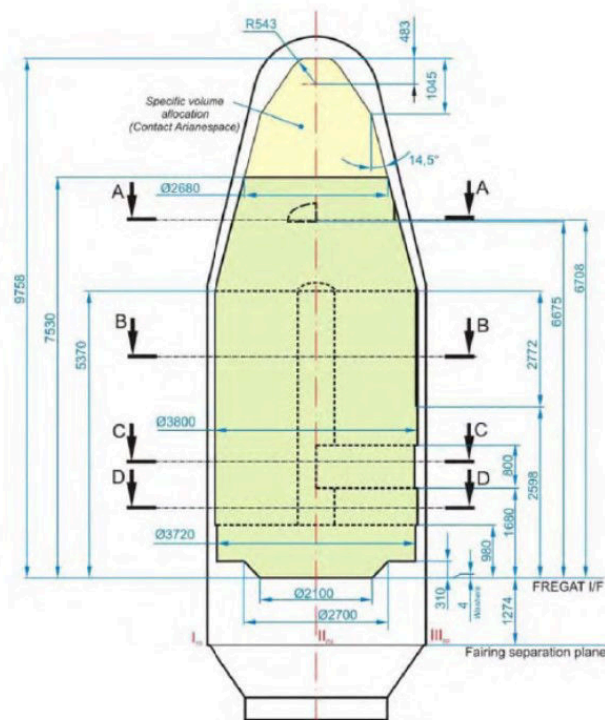


Figura 1.14: Fairing Soyuz

Ambiente meccanico

L'accelerazione statica riportata sullo spacecraft viene illustrata nel seguente grafico (figura 1.15), in cui si osserva che il massimo valore per l'accelerazione longitudinale è di 4,5 g appena prima il distacco del primo stadio, mentre il massimo per quella laterale è di 0,4 g .

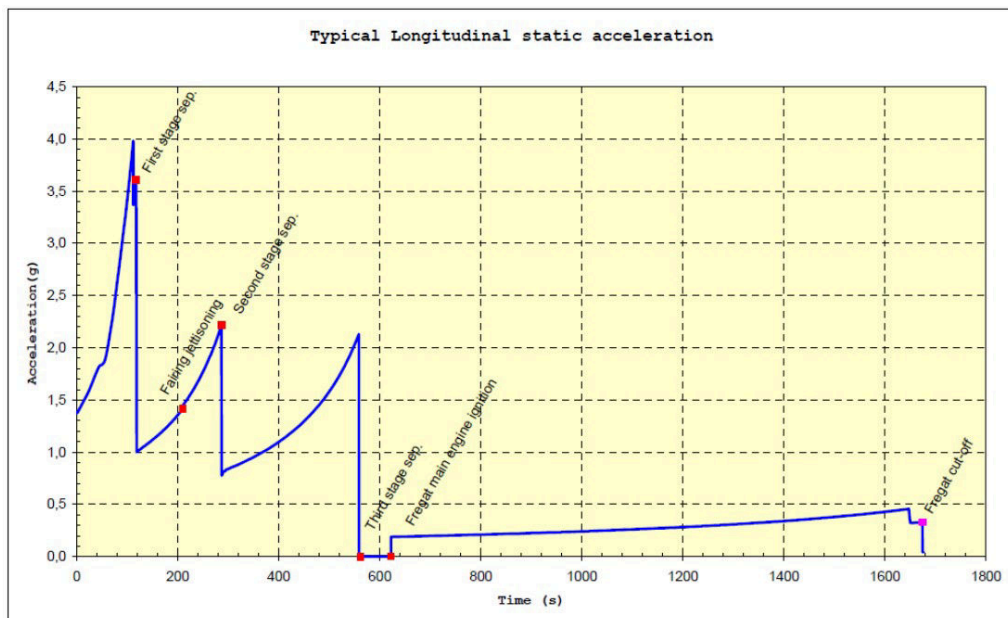


Figura 1.15: Accelerazione longitudinale statica Soyuz

Costo

Il costo per lancio risulta di circa 40 milioni di dollari, se operato da Roscosmos, mentre di circa 80 se operato da Arianespace.

1.5.5 Scelta

Viene selezionato come lanciatore il Falcon 9 sia per una convenienza economica, sia per la posizione del sito di lancio (per raggiungere facilmente ISS e non solo) ma anche per l'elevato diametro del fairing. Rimane da verificare che i carichi, maggiori rispetto ai competitors, siano sopportabili dalla struttura.

Capitolo 2

Analisi Fattori di Rischio

Nella progettazione di strutture aerospaziali giocano un ruolo importante diversi fattori. Nel seguito si analizzeranno nel dettaglio i principali.

2.1 Fattori ambientali

2.1.1 Outgassing

Questo fenomeno riguarda tutti i materiali utilizzati in campo aerospaziale e consiste nel rilascio delle particelle gassose intrappolate all'interno del componente quando questo si trova ad operare in un ambiente particolare come quello spaziale che, come detto, è caratterizzato dal vuoto e dalla condizione di microgravità. I materiali utilizzati per i sistemi spaziali si devono selezionare seguendo il criterio del "low outgassing". Questi criteri sono basati sul test micro-VCM (ECSS-Q-70-02) e devono tenere in considerazione della posizione della fonte di outgassing e della sua massa.

I requisiti generali per l'outgassing dei materiali sono $RML < 1.0\%$ (Recovered Mass Loss) e $CVCM < 0.1\%$ (Collected Volatile Condensable Material), come indicati nel ECSS-Q-70.

Per ovviare a questo fenomeno, potenzialmente molto pericoloso per la missione, si possono utilizzare tecniche di mitigazione come la cottura al forno o l'applicazione di rivestimenti protettivi o schermature, al fine di rimuovere o proteggere dai contaminanti residui di processo e di manipolazione.

2.1.2 Cold welding

In seguito alle condizioni ambientali cui sono sottoposte le strutture aerospaziali, un fattore di rischio notevole riguarda la cosiddetta saldatura a freddo. Questo fenomeno è responsabile della creazione di un tutt'uno, non desiderato, tra elementi, che dovrebbero possedere dei movimenti relativi, e quindi limitarne l'utilizzo parziale o totale. Per prevenire questa situazione si sono adottati differenti metodi:

- Le superfici di contatto possono essere realizzate con materiali dissimili;
- Le superfici vengono rivestite per ridurre l'adesione del contatto con, ad esempio, vernici, ossidi, film chimici, ecc.;
- Si riduce il numero delle parti in movimento;
- Si effettua una pulizia dei materiali più minuziosa in modo da ridurre la contaminazione molecolare e particellare dell'assieme;
- Si riduce la superficie di contatto aumentando il margine e/o utilizzando superfici a bassa area di contatto con finitura non lucidata dove possibile;
- Si utilizzano le proprietà superficiali dello specifico materiale o di un materiale applicato tra due superfici di contatto o in movimento per ridurre l'attrito;
- Si riduce l'esposizione ambientale isolando termicamente le parti esposte a cicli termici, schermando contro micrometeoriti, danni da radiazioni, cariche elettrostatiche e interazioni chimiche, come l'ossigeno atomico, che possono degradare o danneggiare il rivestimento e/o introdurre contaminanti e quindi esporre i metalli nudi al rischio della saldatura a freddo.

I criteri per le superfici di contatto separabili sono indicati nelle specifiche ECSS, in particolare ECSS-E-ST-33-01C. Il principale requisito stabilisce che la tensione di contatto Hertziana di picco sia inferiore al 93% del limite di snervamento del materiale più debole che viene impiegato nel contatto.

2.1.3 Drag Force e resistenza al dispiegamento

Il sistema di guida, navigazione e controllo di moduli e stazioni spaziali si basa tipicamente su grandi giroscopi, Control Moment Gyroscopes (CMGs). Questi utilizzano l'energia elettrica generata dai pannelli solari per controllare l'orientamento e garantire un controllo dell'assetto fluido e continuamente variabile. Quando è richiesta una forza, che va oltre la capacità di produzione dei giroscopi, si devono impiegare i motori a razzo per fornire la propulsione necessaria per permettere il riorientamento.

Una delle opzioni di design adottabili è quella di progettare un sistema di dispiegamento esterno agli strati del guscio protettivo o, in alternativa, è possibile progettare un sistema di dispiegamento integrato agli strati stessi. Quest'ultima opzione è stata quella utilizzata durante il test di dispiegamento nel vuoto del modulo TransHab della NASA.

2.1.4 Controllo termico

A causa dell'orbita selezionata il modulo è sottoposto a continue e repentine variazioni di temperatura passando da valori molto caldi a valori molto freddi. Questi sbalzi termici, se non trattati adeguatamente, rappresentano un problema di notevole interesse per le strutture aerospaziali coinvolte nella missione. Per ovviare a questo problema, si è visto che le strutture gonfiabili simili studiate utilizzano dei sistemi di controllo della temperatura passivi, ossia degli strati di materiale isolante, finiture e rivestimenti superficiali, che, sfruttando i diversi valori di riflettività ed emissività, mitigano questo effetto relativo alla temperatura in base alle esigenze della missione.

2.1.5 Ossigeno atomico

Come già evidenziato, la missione in esame si trova ad operare in un ambiente ricco di ossigeno monoatomico che lo vede agire in maniera molto attiva con le superfici esterne. Per ovviare a questo fattore solitamente si tende a rivestire le pareti della struttura maggiormente esposte con dei film protettivi.

Per esempio, il Poliimmide (PI) è un polimero largamente usato come materiale per fronteggiare l'ossidazione nelle strutture aerospaziali, inoltre, per migliorarne ulteriormente le prestazioni, viene unito al POSS (Polyhedral oligosilssesquioxanes) per formare una matrice di SiO_2 che risulta essere molto resistente all'effetto ossidativo dell'ossigeno.

Invece, per la realizzazione di TransHab si è adottato come materiale protettivo un tessuto di Betaglass (BA500BC/CF500F) alluminizzato su di un lato. Questo rivestimento era composto da 21 spessori separati dotati di fori di ventilazione e di un sistema per evitare l'accumulo di cariche elettrostatiche.

2.2 Radiazioni

Nell'ambito delle criticità ambientali esterne, le radiazioni hanno un ruolo fondamentale per l'analisi strutturale e, in particolar modo, per la scelta dei materiali. Nello spazio esistono diverse tipologie di fonti radiative che possono andare ad interagire con il caso di studio. Nel seguito sono analizzati:

- Galactic Cosmic Rays
- SPE's e Pressione solare
- Fasce di Van Allen
- Onde radio
- Ultravioletti
- Visibile
- Infrarosso

2.2.1 Galactic Cosmic Rays

I Galactic Cosmic Rays, o GCR, sono radiazioni costituite da nuclei di atomi che viaggiano attraverso la galassia ad una velocità prossima a quella della luce e in cui sono stati strappati gli elettroni orbitali.

I GCR provengono da zone situate al di là del Sistema Solare, entro la Via Lattea, e derivano dalle gigantesche nubi di gas in espansione che si formano in seguito all'esplosione di una supernova; qui le particelle sono accelerate dai campi magnetici presenti e il moto di rimbalzo all'interno del residuo di supernova determina il guadagno di energia di alcune di esse che diventano raggi cosmici ed acquisiscono una velocità tale da non riuscire più ad essere contenute nella nube di gas. Viaggiando ad alta velocità attraverso il gas molto sottile dello spazio interstellare, i raggi cosmici interagiscono con esso emettendo raggi gamma: è proprio il rilevamento di questi ultimi che indica il passaggio dei GCR attraverso la Via Lattea ed altre galassie.

I GCR permeano lo spazio interplanetario e sono composti da circa l'85% di idrogeno (protoni), il 14% di elio e circa l'1% di ioni ad alta energia chiamati particelle HZE (High atomic number and Energy). Sono ioni pesanti che presentano un numero atomico maggiore di quello dell'elio e un'energia cinetica elevata. Sebbene siano meno abbondanti, possiedono un potere ionizzante significativamente più alto, un maggiore potere di penetrazione e un maggiore potenziale di danno.

In generale, l'atmosfera e il campo magnetico terrestre proteggono dai GCR ma al di fuori di essi non è possibile esserne schermati.

Effetti:

I galactic cosmic rays riescono a trapassare praticamente senza impedimenti la parete di una navicella o la pelle umana e possono causare la ionizzazione degli atomi della materia che attraversano. Sono evidenti tre differenti effetti sui componenti elettronici come RAM, microprocessori e transistori:

- Bitflip o single-event upset (SEU): è il caso in cui la particella ionizzata non danneggia il componente elettronico né interferisce con le operazioni successive, si ha al massimo un 'soft error' e quindi un dato o un segnale sbagliato.
- Single-event latchup (SEL): in questo caso si ha una sorta di corto circuito nel componente che inizia così ad assorbire una corrente eccessiva causando un calo di tensione nel bus, un danneggiamento dell'alimentazione o addirittura la distruzione del componente. Per impedire tutto ciò il dispositivo elettronico deve essere spento e riacceso.
- Single-event burnout (SEB): è il caso di un guasto permanente del dispositivo.

In aggiunta, i GCR possono generare rumore di fondo in sottosistemi satellitari come sensori, rilevatori infrarossi e dispositivi ad accoppiamento di carica (CCD) e possono creare segnali spuri che si mascherano come segnali reali compromettendo la chiarezza della comunicazione.

Per quanto riguarda i tessuti umani, il potere ionizzante dei nuclei HZE contenuti nei GCR può indurre mutazioni genetiche del DNA delle cellule causando cancro ed effetti deleteri sul materiale biologico. Per i motivi sopra elencati, è bene applicare metodi di schermatura dai raggi cosmici galattici in ogni missione spaziale che si spinge oltre l'atmosfera.

Soluzioni:

Una prima linea di protezione naturale per una navicella orbitante in LEO è l'effetto schermante del campo magnetico causato dal vento solare che devia le particelle ionizzate dei GCR: la loro intensità media è dunque maggiore nei periodi di solar minima quando l'attività solare è minore e il campo magnetico è più debole.

Per quanto concerne i raggi cosmici che riescono ad oltrepassare il campo magnetico, si è studiato che gli ioni di origine galattica possono solo essere modificati dalla presenza di materiali schermanti ma non attenuati. Il numero di particelle e la quantità di energia assorbita aumenta in funzione dell'incremento di spessore dello schermo. La modifica dei nuclei galattici dipende, invece, dalla composizione del materiale. Si è dimostrato che i GCR possono attraversare l'alluminio, poiché una radiazione ionizzata è molto penetrante, ma vengono fermati da materiale denso e spesso come il cemento, evidentemente troppo pesante per una missione spaziale; inoltre, l'interazione dei nuclei ionizzati con le particelle del materiale può dar origine a prodotti secondari ancora più pericolosi, e ciò avviene soprattutto con elementi come il piombo rispetto ad elementi più leggeri come

il carbonio o l'idrogeno. Di conseguenza, l'attenzione è posta su una plastica leggera in polietilene chiamata RFX1, composta interamente da atomi di carbonio e idrogeno: il polietilene possiede un potere schermante dai raggi cosmici del 15% migliore rispetto all'alluminio.

L'acqua è una molecola ricca di idrogeno che può assorbire radiazione, ma il contenuto di ossigeno in essa la rende molto più pesante del polietilene e dunque più costosa per il lancio.

2.2.2 SPE's e Pressione solare

Si tratta di due fenomeni distinti ma strettamente legati in quanto entrambi causati dalla presenza di una stella che emette onde elettromagnetiche.

Pressione solare (pressione di radiazione):

La quasi totalità di energia emessa dal sole è costituita dall'emissione di onde elettromagnetiche (EM) assimilabili allo spettro di un corpo nero a 5900 K che, secondo la legge di distribuzione di Wien, mostra un picco per una lunghezza d'onda di 0.483 micron che corrisponde allo spettro del visibile.

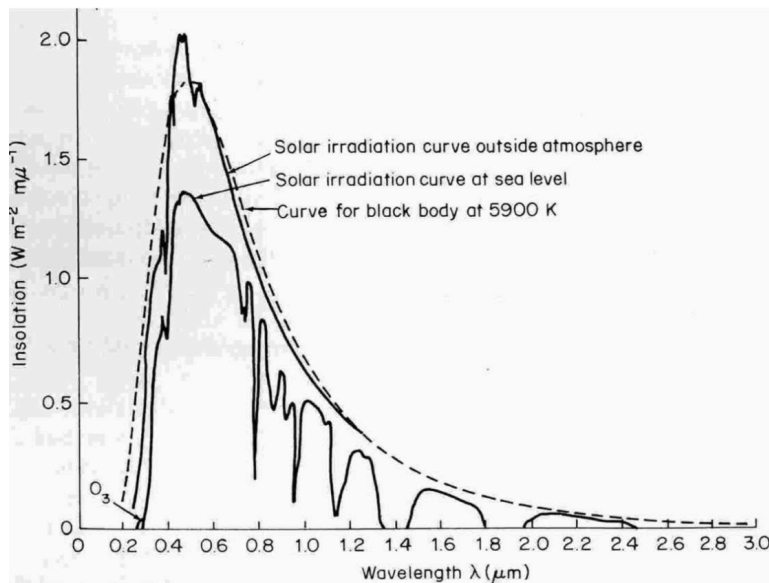


Figura 2.1: Distribuzione potenza su lunghezze d'onda

La maggior parte della potenza viene emessa sotto forma di luce quindi fotoni, i quali per loro duplice natura di onda e particella (descritta dalle teorie quantistiche) produce una pressione su ogni superficie che investe come se si trattasse di un gas estremamente rarefatto. Questo vale per tutte le lunghezze d'onda delle onde EM emesse. La pressione di radiazione solare può essere quantificata in circa 9.08 N/km² per un corpo perfettamente riflettente posto ad una distanza pari a quella della terra 1 au. L'intensità della pressione di radiazione solare è definita come il rapporto tra la densità di flusso di onde elettromagnetiche (G_{SC} = Costante Solare) e la velocità della luce:

$$P = \frac{G_{SC}}{c} \simeq 4.5 \cdot 10^{-6} \text{ Pa} = 4.5 \mu\text{Pa}$$

Applicate le condizioni geometriche (angolando la superficie rispetto al Sole si riduce la superficie esposta e volendo valutare la pressione in direzione normale al piano è necessario considerare due volte il fattore trigonometrico) e considerato R = distanza/au:

$$P = \frac{G_{SC}}{cR^2} \cos^2 \alpha$$

Se si considera una superficie perfettamente riflettente bisogna aggiungere un fattore 2 all'espressione per considerare l'onda riflessa:

$$P = 2 \frac{G_{SC}}{cR^2} \cos^2 \alpha$$

Dal momento che direzione e intensità della pressione solare sono note e che l'intensità dell'attività solare (e di conseguenza la costante solare G_{SC}) segue un andamento pressoché periodico (di circa 11 anni) quindi prevedibile, tale fenomeno non presenta potenziali criticità per quanto riguarda la missione. Si tratta piuttosto

di un fattore da considerare durante l'analisi la meccanica del del volo spaziale in quanto la presenza di questa forza potrebbe produrre nel perdurare della missione momenti destabilizzanti per l'assetto del satellite.

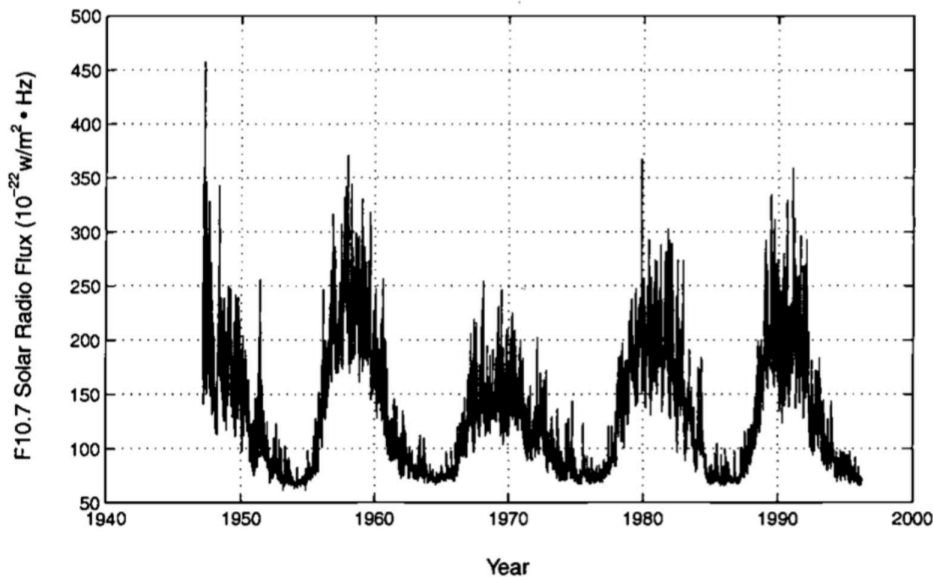


Figura 2.2: Andamento potenza sole

Spe's:

Il Sole non emette solamente onde elettromagnetiche. Le enormi temperature dell'ordine dei MK (Mega-Kelvin) comportano la presenza di plasma e quindi di particelle subatomiche cariche che, a causa del forte campo magnetico generato dal Sole, vengono espulse ad alta velocità generando così il vento solare. Questo flusso di particelle cariche può raggiungere velocità di 700 km/s per poi rallentare e arrivare a circa 450 km/s ad 1 au (cioè nei pressi della terra). Il vento solare non raggiunge l'orbita LEO (se non nelle fasce di Van Allen) poiché incontra il campo magnetico terrestre.

I solar particle events o solar flares rappresentano l'eccezione a questa regola. Si tratta di particelle cariche accelerate dai flares (potenti esplosioni sulla superficie del Sole) o dai CME shocks (coronal mass ejection shocks) ovvero delle forti esplosioni causate da emissione di plasma e particelle cariche a livello della corona solare. Elettroni e protoni acquistano moltissima energia e di conseguenza riescono a penetrare la magnetosfera terrestre e interferire con i satelliti in orbita GEO se più energetici di circa 10 MeV.

Particelle con energia superiore a 700 MeV causano i GLE (ground level events). La loro pericolosità è proporzionale all'energia.

Gli eventi descritti precedentemente possono essere suddivisi in eventi non-ionizzanti e ionizzanti in base appunto alla loro capacità di ionizzare un altro atomo con cui vengano a contatto; i GLE sono sempre ionizzanti e la loro frequenza è misurata attraverso alla caduta di neutroni prodotti dalla ionizzazione che possono essere misurati da stazioni di terra.

La prima contromisura è la previsione di tali eventi. Essa è possibile grazie alla scala climatologica (a lungo termine), che permette di avere un'idea del numero di eventi che verranno affrontati durante la missione e la loro intensità. Il modello più comune per questa scala è quello di Feynman che misura il flusso medio di energia che viene assorbito nel tempo ma non indica nulla per quanto riguarda eventi intensi. Altri modelli garantiscono questa possibilità ma forniscono previsioni a breve termine (qualche ora). Le Spe sono legate al periodo di attività solare quindi i dati che abbiamo sono limitati (ogni ciclo dura 11 anni e la massima frequenza si ha nei 2 anni di picco). La precisione ottenuta nella previsione delle Spe è di circa 3: il numero di eventi previsti potrà rappresentare da 1/3 a 3 volte quelli che effettivamente avverranno.

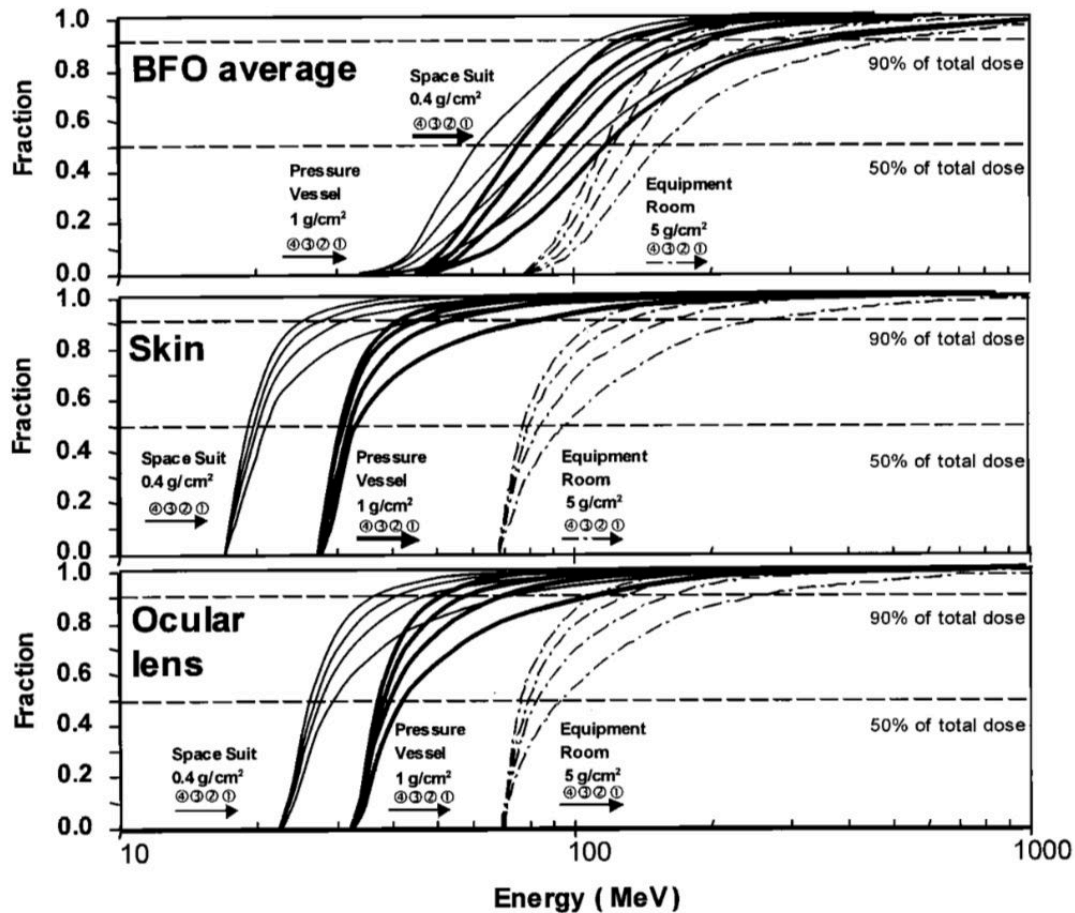


Figura 2.3: Penetrazione Spe

Esistono delle protezioni che vengono applicate ai componenti elettronici. La protezione per gli astronauti è uguale a quella utilizzata per i raggi cosmici (sono testati alluminio, poliuretano, carbonio e titanio). Il dissipation rate non varia molto da un materiale all'altro a parità di g/cm^2 .

Per studiare la penetrazione delle particelle attraverso vari shielding e i suoi effetti sul corpo umano, la pelle e una lente molto sensibile si creano dei modelli. Con una protezione di $5 \text{ g}/\text{cm}^2$ le Spe non riescono a penetrare se possiedono un'energia cinetica inferiore a 70 MeV . In caso di protezioni meno efficaci (tuta spaziale $0.4 \text{ g}/\text{cm}^2$) l'energia cinetica massima sopportabile è dimezzata come si può vedere nel grafico in figura.

E' interessante notare che per bassi livelli di protezione e alte energie cinetiche (ionizzanti) le Spe non vengono assorbite dallo strato protettivo, anzi ionizzandolo aumentano in numero. Risulta in ogni caso necessario monitorare il livello di radiazioni a cui vengono esposti gli astronauti durante la missione.

2.2.3 Fasce di Van Allen

Le fasce di Van Allen sono state scoperte nel 1958 nella missione Explorer I operata dalla NASA e attualmente la missione Van Allen Probes è in orbita con l'obiettivo di approfondire le analisi.

Queste fasce sono delle zone con raggruppamenti di particelle cariche ad alta energia (plasma) attorno alla Terra, caratterizzate da una forma toroidale. Esse si dividono in tre zone principali: l'inner radiation belt (IRB) tra i 6000 e 12000 Km di distanza dalla superficie terrestre, l'outer radiation belt (ORB) tra i 25000 e i 45000 Km e una zona denominata 'slot' a metà tra le due.

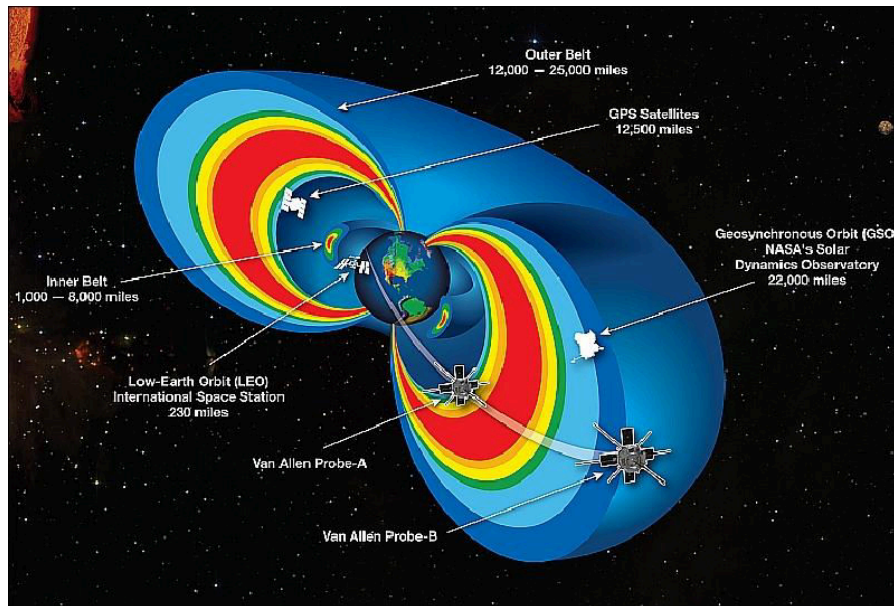


Figura 2.4: Fasce di Van Allen

Le particelle contenute sono catturate dal campo magnetico terrestre: nell'inner belt sono presenti protoni fino a 700 MeV ed elettroni fino a 10 MeV, mentre nell'outer belt elettroni fino a qualche MeV. Durante le geomagnetic storm, le fasce subiscono variazioni nelle dimensioni, in particolare l'inner belt si può estendere verso la Terra, andando ad interferire con gli astronauti, gli spacecraft e l'ISS. Mediante dati di misurazione ottenuti a bordo dell'ISS, si osserva che le IRB rilasciano una dose giornaliera di $567 \mu\text{Gy/day}$, mentre le ORB di $278 \mu\text{Gy/day}$ ma con picchi fino a $3000 \mu\text{Gy/day}$ in seguito a eventi magnetici.

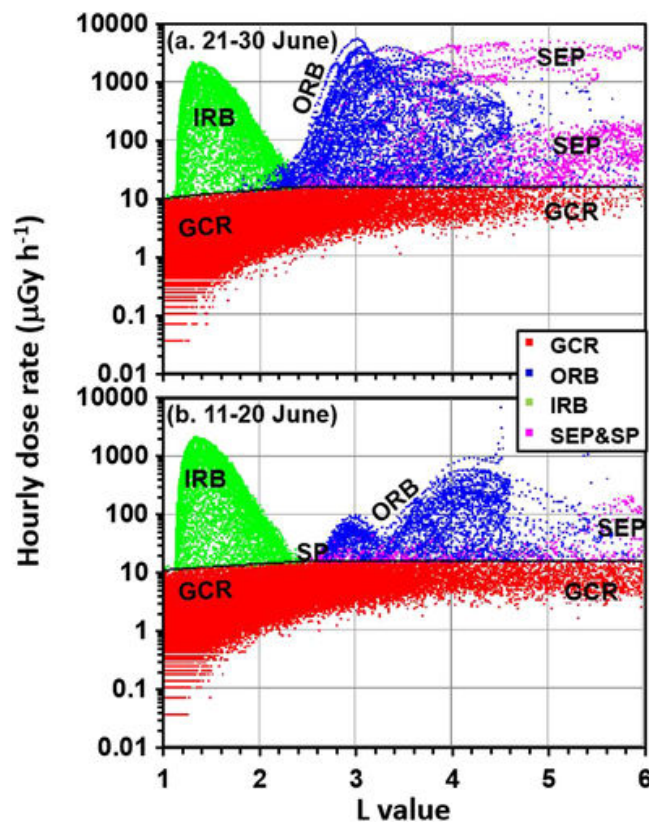


Figura 2.5: Dose giornaliera

2.2.4 Onde radio

Le onde elettromagnetiche corrispondenti all'intervallo di frequenze tra 100 kHz e 300 GHz sono definite "radiazioni (o campi elettromagnetici, o onde) a radiofrequenze" (RF). Le onde radio in particolare sono radiazioni elettromagnetiche nella banda di frequenza tra 300 kHz e 300 MHz. Fanno parte delle onde elettromagnetiche non ionizzanti, aventi energia inferiore rispetto al resto dello spettro.

Le onde radio sono utili per le comunicazioni, per la trasmissione dei segnali e sono a disposizione di radio, radar, satelliti, telecomunicazioni e osservazioni astronomiche. Sono fondamentali per le comunicazioni sia terrestri sia spaziali. Consentono di inviare e ricevere dati telemetrici, audio, video e sono anche utilizzati per le fasi di avvicinamento e aggancio di veicoli aerospaziali. In ambito spaziale la comunicazione tramite radioonde sta per essere superata da XCOM, comunicazione a raggi x, più veloce ed affidabile, meno dispendiosa e capace di mantenere la comunicazione anche durante la fase di rientro in atmosfera.

Le ripercussioni delle onde elettromagnetiche sull'uomo dipendono dalla loro intensità e frequenza, per cui le radiazioni non ionizzanti risultano meno dannose, avendo come principale effetto il riscaldamento e non il distaccamento di elettroni di valenza. Le radioonde non provocano danni imponenti sull'uomo e variano a seconda della potenza o del tempo di esposizione secondo il tasso di assorbimento specifico (SAR). Alcune possibili complicanze sono l'insorgere di cataratta, danneggiamento alle lenti oculari, emolisi, danni al sistema endocrino, effetti termici su tessuti particolarmente poco irrorati.

In collaborazione con l'OMS a livello internazionale si ha l'ICNIRP (International Commission on Non Ionizing Radiation Protection). Il limite di base per l'esposizione "total body" (su tutto il corpo) è pari a 0,08 W/kg. Per l'esposizione professionale (2000 ore lavorative all'anno) la soglia stabilita è invece di 0,4 W/kg. Non è necessario disporre né l'equipaggio né la struttura del veicolo spaziale di alcuna specifica protezione.

2.2.5 Ultravioletti:

È la parte dello spettro elettromagnetico compresa fra i 400 e i 10 nanometri e costituisce circa il 10% della radiazione solare, per un totale di circa 140 W/m². È suddiviso generalmente in sottobande:

- UV vicino (400-300 nm)
- UV medio (300-200 nm)
- UV lontano (200-122 nm)
- UV estremo (122-10 nm) – ionizzante

Fra i 200 e i 10 nm è chiamata Vacuum UV (VUV) perché è quasi totalmente filtrata dall'atmosfera e non raggiunge il suolo, mentre contribuisce significativamente alla degradazione di materiali e vernici di strutture orbitanti. I danni si manifestano sotto forma di erosione e aumento di assorbività (scurimento) in polimeri e vernici termiche, con conseguente peggioramento delle proprietà di controllo termico.

I materiali che si degradano particolarmente sono i polimeri, ad esempio: polipropilene, LDPE e fibre aramidiche (come il kevlar).

La protezione è generalmente ottenuta tramite deposizione di sottili strati di composti a base di silicio. Ad esempio, alcuni studi hanno dimostrato che plasma-polimeri di nitruri o ossidi di silicio (SiN o SiO₂), silicio amorfo idrogenato (a-Si:H) o silicio organico (in particolare HMDSO) depositati in strati di appena 0.5-0.7 micrometri sono sufficienti a resistere all'esposizione a radiazione UV in presenza di ossigeno atomico, senza significativa perdita di massa e senza alterazione delle proprietà ottiche dei materiali protetti.

Vernici di questo tipo sono state testate in orbita LEO: tre campioni di vernice (NOVA 500 Astro white) di spessore 65 micrometri, a base di ossido di zinco (ZnO) in matrice di resina silconica, sono stati esposti all'ambiente al di fuori della ISS per 315, 865 e 1403 giorni con una perdita totale di massa dello 0.3% e una minima degradazione delle proprietà ottiche.

Exposure (days)	Solar absorptance	Normal infrared emittance
No exposure	0.275	0.328
315	0.280	0.870
865	0.320	0.869
1403	0.328	0.864

Esempi di vernici di questo tipo, commercialmente disponibili, sono quelle prodotte da AZ technology. Ne sono riportate alcune nel seguito:

Name	Binder	Color	Absorptance	Emittance
AZ-93	inorganic	white	0.15 ± 0.02	0.91 ± 0.02
AZW/LA-II	inorganic	white	0.09 ± 0.02	0.91 ± 0.02
AZ-400-LSW	organic	white	0.15 ± 0.02	0.89 ± 0.02
RM-550-IB	inorganic	black	0.97 ± 0.02	0.91 ± 0.02
MLS-85-SB	organic	black	0.98 ± 0.02	0.91 ± 0.02

2.2.6 Visibile

È la parte dello spettro elettromagnetico che cade tra il rosso e il violetto includendo tutti i colori percepibili dall'occhio umano. La lunghezza d'onda della luce visibile varia indicativamente tra i 390 e i 700 nm mentre, per quanto riguarda la frequenza, lo spettro visibile varia tra i 430 (rosso scuro) ed i 770 (violetto) THz. Le radiazioni al di sopra (con frequenza maggiore) della luce visibile sono tutte radiazioni ionizzanti perciò nocive, mentre quelle al di sotto (con frequenza minore) sono radiazioni non ionizzanti e perciò non nocive per l'uomo.

In molti casi la luce visibile può essere utilizzata per produrre energia elettrica a basso costo grazie all'utilizzo di pannelli solari.

2.2.7 Infrarosso

La radiazione infrarossa (IR) è la radiazione elettromagnetica con lunghezza d'onda compresa tra 700 nm e 1 μm (banda infrarossa) e frequenza tra i 400 THz e i 300 GHz. Il termine significa "sotto il rosso" perché il rosso è il colore visibile con la frequenza più bassa. Ogni oggetto con temperatura superiore allo zero emette spontaneamente radiazione in questa banda. Data la vastità dello spettro infrarosso e molteplicità di utilizzi delle radiazioni collocate in vari punti al suo interno, può essere suddiviso in 5 sottogruppi:

IR onda media (MWIR)	Da 37,5 THz a 37,5 THz
IR vicino (NIR)	Da 400 THz a 214 THz
IR onda corta (SWIR)	Da 214 THz a 100 THz
IR onda media (MWIR)	Da 100 THz a 37,5 THz
IR onda lunga (LWIR)	Da 37,5 THz a 20 THz
IR lontano (FIR)	Da 20 THz a 300 GHz

Nelle lunghezze d'onda adiacenti a quelle visibili fino ad un paio di micron, i fenomeni associati sono essenzialmente assimilabili a quelli della luce, mentre a lunghezze d'onda maggiori si hanno fenomeni via via più simili alle onde radio.

La radiazione infrarossa viene usata in apparecchi di visione notturna, quando non c'è abbastanza luce visibile. I sensori infrarossi convertono la radiazione in arrivo in un'immagine: questa può essere monocromatica (ad esempio, gli oggetti più caldi risulteranno più chiari), oppure può essere usato un sistema di falsi colori per rappresentare le diverse temperature.

La radiazione infrarossa che colpisce un veicolo spaziale porta al riscaldamento delle superfici esposte, fatto che può essere utile oppure dannoso per il veicolo spaziale in base alle caratteristiche termiche complessive delle sue superfici. L'elettronica di un veicolo spaziale ha bisogno di operare a temperatura ambiente circa 20 ° C. In alcuni casi, l'energia termica del Sole può aiutare a riscaldare i componenti elettronici mentre in altri casi può rendere il veicolo spaziale troppo caldo.

2.3 Detriti spaziali e meteoroidi

La *Inter-Agency Space Debris Coordination Committee* (IADC) di cui fanno parte NASA, ESA, JAXA, ROSCOSMOS, ISRO, CSA e altre agenzie spaziali, definisce i detriti spaziali come:

"I detriti spaziali sono tutti gli oggetti creati dall'uomo, inclusi i loro elementi e frammenti, in orbita terrestre o in orbita di rientro, non più funzionanti"

La prima esplosione nello spazio avvenne solo 4 anni dopo il lancio dello Sputnik-1, ovvero nel 1961. Nel 1992 Kessler arriva a formulare la teoria della cascata collisionale, meglio nota come *Sindrome di Kessler*. Nel 1996 si registra la prima collisione accidentale nello spazio (un detrito di Ariane-1 con il satellite Cerise), nel 2007 un test cinese fa esplodere il satellite cinese Fengyun-1C, mentre nel 2009 si registra la prima collisione tra due satelliti (Iridium-33 e Cosmos-2551).

Il problema degli space debris è molto attuale e di difficile risoluzione nel prossimo futuro: sono state adottate delle linee guida per la prevenzione di ulteriori danni all'ambiente spaziale, ma i detriti accumulati nel tempo rappresentano un notevole rischio che può essere mitigato solamente con tecniche ADR (Active Debris Removal).

I detriti in LEO possono raggiungere velocità di 16 km/s provocando impatti ad alta energia potenzialmente distruttivi. Una sferetta di alluminio di 1 cm di diametro alla velocità di 10 km/s può penetrare uno strato di alluminio spesso 10 cm liberando la stessa energia di un'auto che si schianta a 50 km/h, paragonabile ad una bomba a mano.

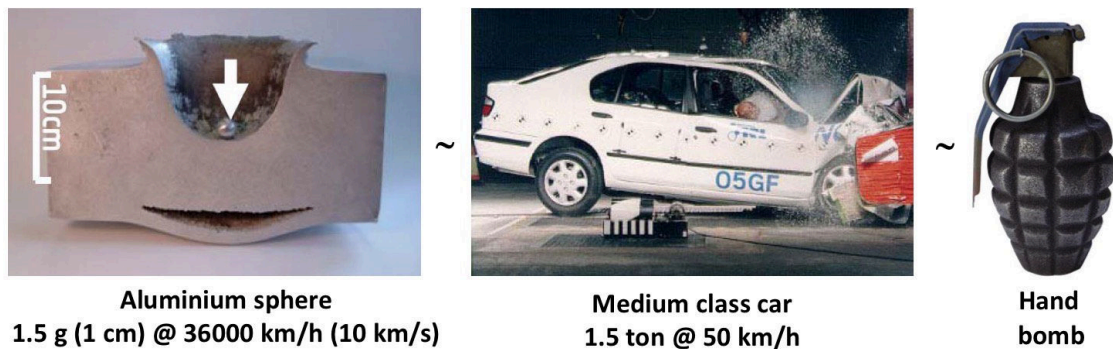


Figura 2.6: Energia dell'impatto iperveloce

Gli impatti dei debris sono impatti iperveloci in quanto la velocità del corpo è superiore alla velocità del suono nel mezzo. Sono impatti molto energetici e localizzati e generano fenomeni estremi come la transizione di fase del materiale, aumento intenso della temperatura, generazione di plasma, emissione di onde elettromagnetiche. Inoltre anche non penetrando completamente la parete possono provocare delle espansioni nella superficie interna generando degli *spall*.

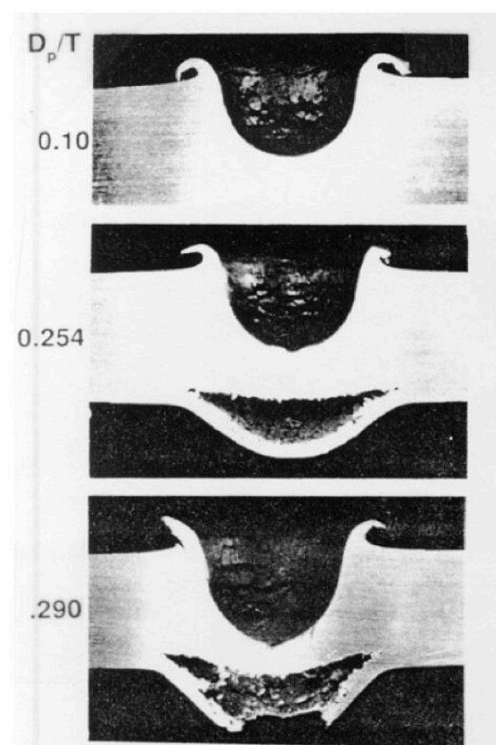


Figura 2.7: Spall generati dall'impatto

I detriti si possono suddividere in tre classi:

- 17 000 **detriti di dimensioni** $> 5-10$ cm rappresentano la popolazione osservabile e catalogata, un eventuale impatto potrebbe provocare una distruzione catastrofica e innescare la sindrome di Kessler; per tali oggetti la soluzione è rappresentata dalle manovre evasive;
- 750 000 **detriti di dimensioni** > 1 cm rappresentano la minaccia principale: non sono tracciabili e possono al contempo provocare la perdita della missione; la soluzione è da individuare negli scudi passivi, che potrebbero essere insufficienti in caso di impatti rilevanti;
- 200 000 000 **detriti di dimensioni** < 1 mm non tracciabili, possono provocare la perdita di componenti o sottosistemi secondari; contrastati con scudi passivi e ridondanza dei componenti critici.

Le cause principali di debris critici non catalogabili sono ossidi di alluminio derivanti dall'accensione di Solid Rocket Motor, particelle di refrigeranti Na-K, frammenti di vernice e di rivestimenti termici derivanti dalla degradazione superficiale, oltre che frammenti generati a loro volta da altri impatti.

Le equazioni di limite balistico sono delle relazioni matematiche che permettono di determinare le dimensioni del più piccolo debris che, data la velocità d'impatto, provoca il fallimento del componente. Una delle strategie implementabili è lo scudo Whipple, che consiste in un sottile strato di materiale che assorbe il primo impatto. Questo provoca la frammentazione del proiettile e la dispersione della nuvola di detriti, migliorando sensibilmente le prestazioni, a parità di spessore e quindi di peso.

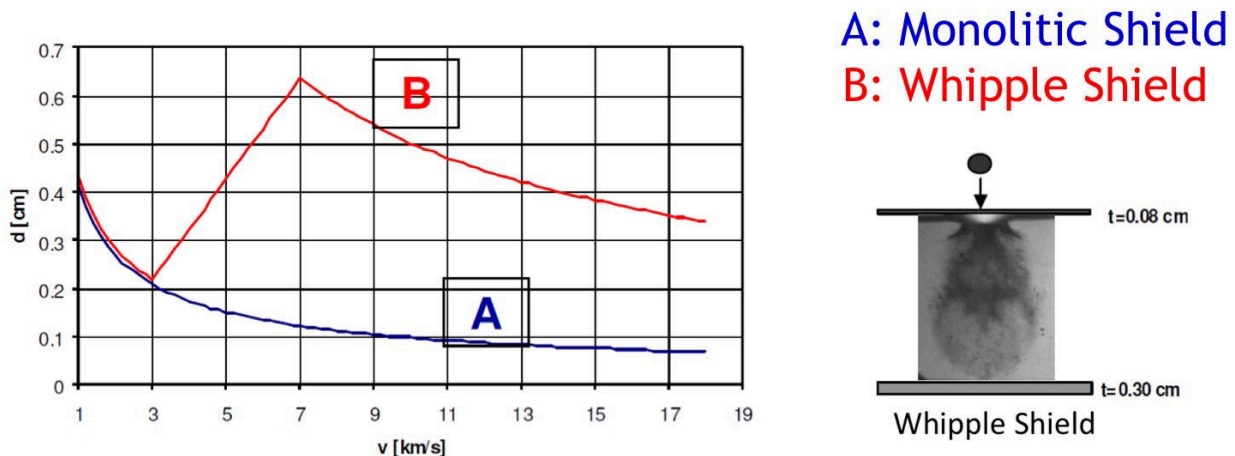


Figura 2.8: Miglioramento ballistic limit equation con scudo whipple, a parità di spessore

La probabilità di impatto può essere calcolata come

$$n_{imp} = \rho_{SD} \cdot A \cdot v \cdot \Delta t$$

ove

ρ_{SD} è la densità spaziale di Space Debris

A è la sezione trasversale dello spacecraft

v è la velocità dello spacecraft

Δt è il periodo di tempo considerato

Sono riportati in figura 2.9 e 2.10 rispettivamente la densità di detriti in funzione della quota e la probabilità annuale di impatto. Si nota quindi che il problema dei detriti spaziali interessa fortemente l'orbita LEO scelta e che vadano adottate le necessarie contromisure per proteggere l'equipaggio da eventuali impatti.

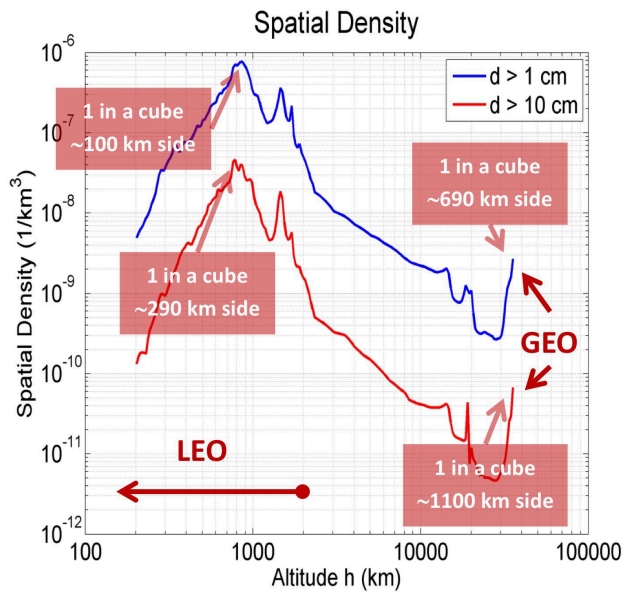


Figura 2.9: Densità detriti spaziali in funzione della quota

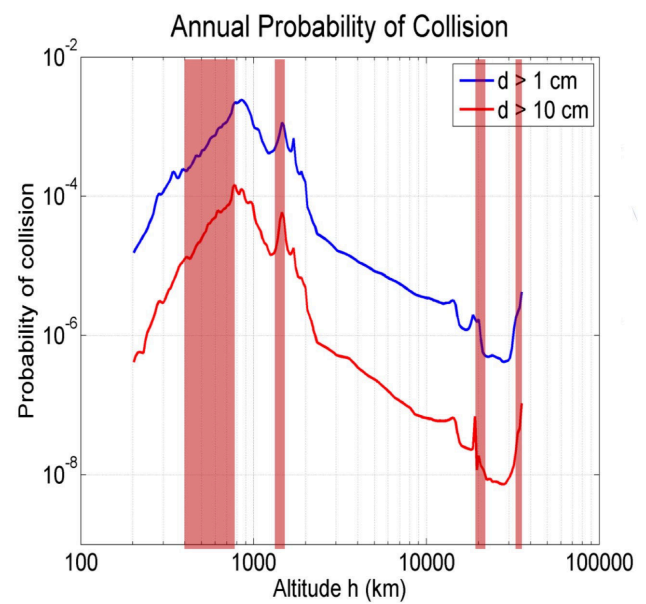


Figura 2.10: Probabilità annuale d'impatto in funzione della quota

2.3.1 Shielding- Configurazioni Note

Alcune tra le più comuni configurazioni di shielding sono le seguenti:

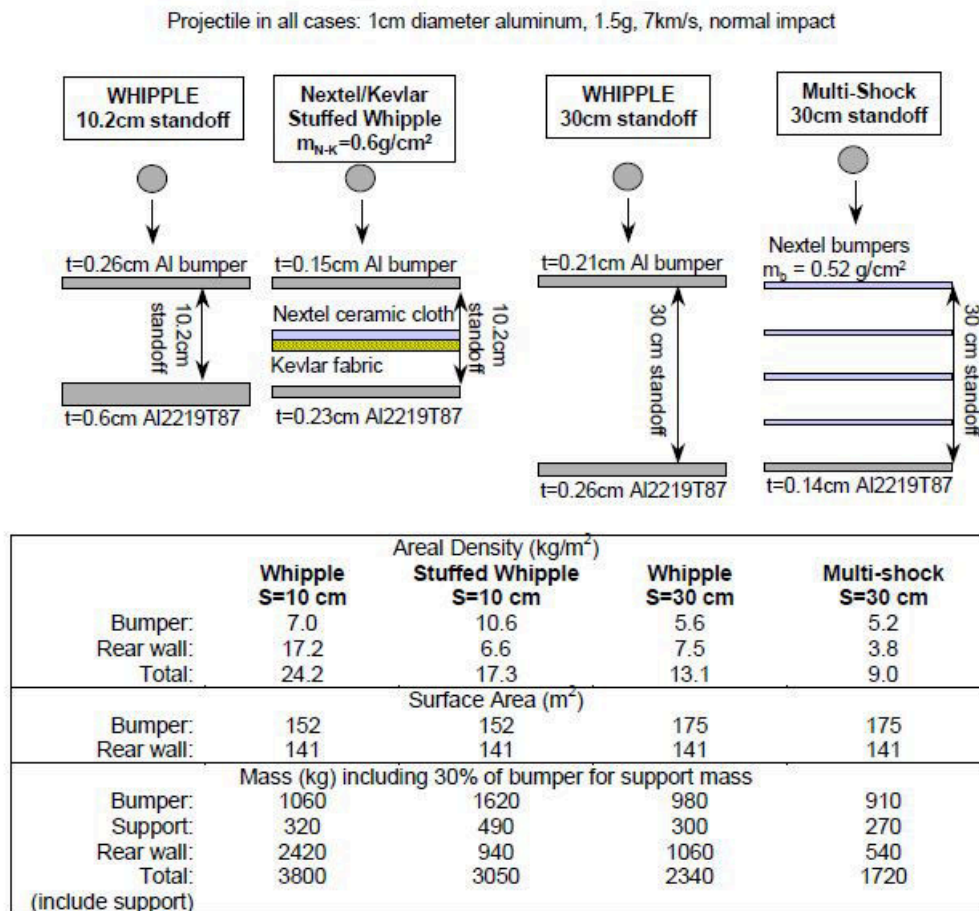


Figura 2.11: Sezione Trasversale Shielding

ISS- Whipple Shields

Si utilizzano Whipple Shields con l'inserimento di MLI blankets (copertine termiche) all'interno della sezione trasversale.

Lo standoff è variabile in base ai moduli e all'interno dei moduli stessi.

Per esempio nell'US Laboratory Module ho uno standoff di 10.7 cm, però nell'endcone di 22 cm.

Per ogni parte vengono effettuati test per individuare il diametro critico delle particelle in funzione dell'inclinazione e della velocità.

Un esempio di risultato è nel grafico 2.12:

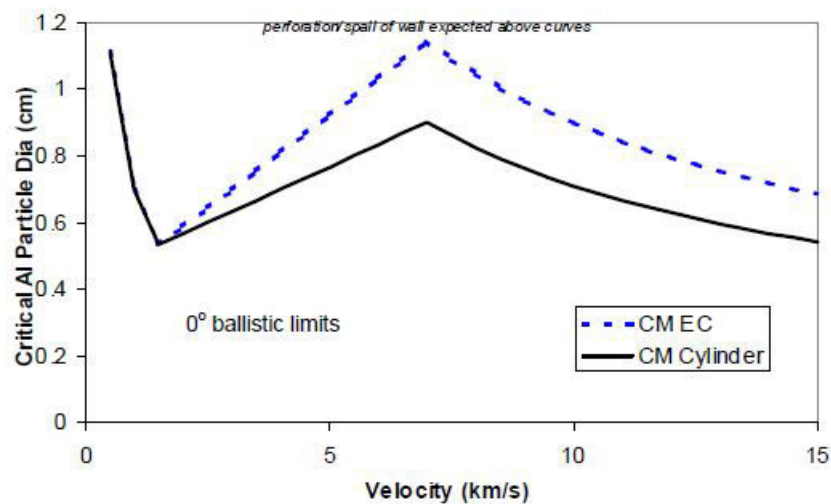


Figura 2.12: U.S. Lab cylinder (S=10.7 cm) and endcone (S=22 cm) ballistic limits.

2.3.2 ISS- Nextel/Kevlar Enhanced Whipple Applications

Altri moduli invece utilizzano un sistema differente (moduli americani, ESA columbus, NASDA Japanese Experimental Module).

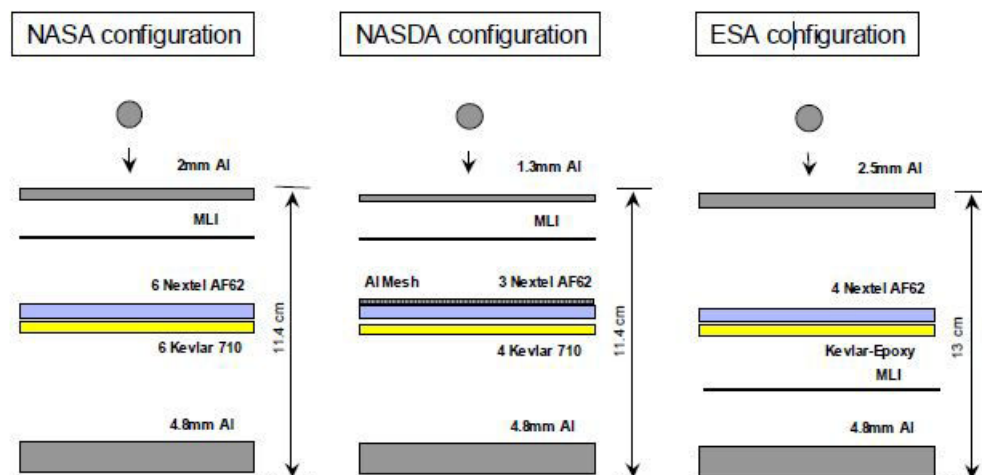


Figura 2.13: Nextel/Kevlar enhanced Whipple shield configurations on ISS.

Le tre configurazioni sono leggermente differenti in particolare in termini di areal density negli strati di Nextel/Kevlar.

Risulta un miglioramento in termini di diametro critico, come si può evincere dal seguente grafico:

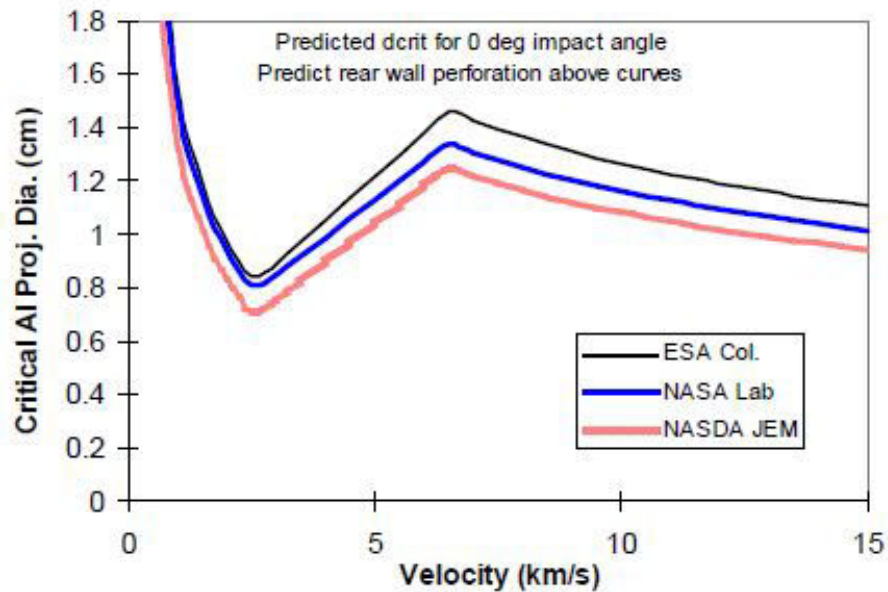


Figura 2.14: ISS Nextel/Kevlar stuffed Whipple shield ballistic limits.

Nextel/Kevlar Toughened Thermal Blankets

L'utilizzo di entrambe le tecnologie è stato oggetto di studio, e sono impiegate in :

- RADARSAT, una costellazione di satelliti gestiti dall'agenzia spaziale canadese
- Soyuz, in particolare sull'orbital module.

Questa parte è la più soggetta a rischio di penetrazione.

Introducendo due strati di Nextel e tre strati di Kevlar in aggiunta al MLI si avrebbe una notevole riduzione del rischio:

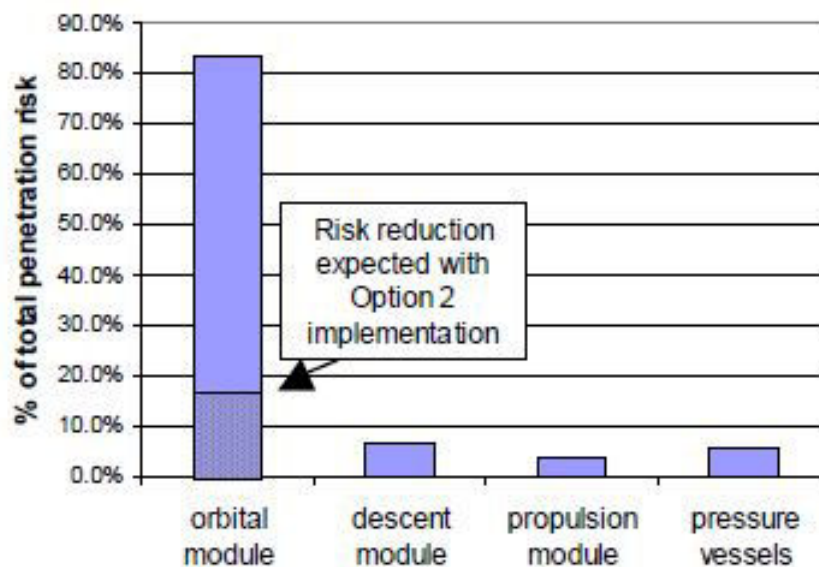
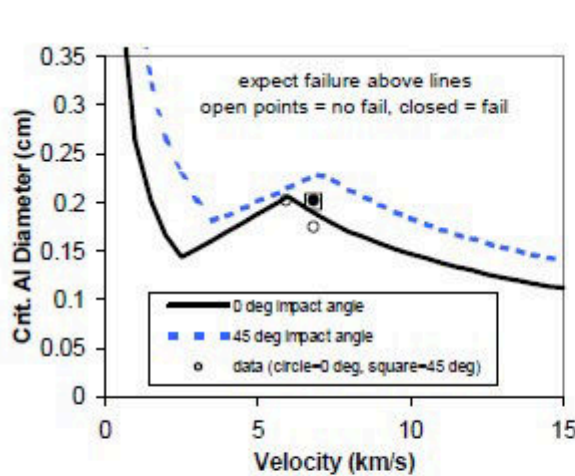
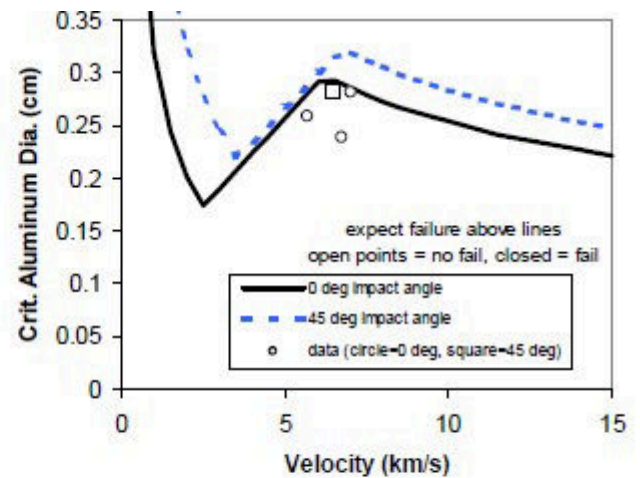


Figura 2.15: Rischio penetrazione

Dal seguente grafico si può notare un miglioramento nel diametro critico in seguito all'aggiunta di Nextel/Kevlar.



Ballistic limits for MLI over aluminum.
Soyuz Orbital Module Baseline; 0.19 g/cm² MLI, 1.5-cm standoff, 0.19-cm AMG-6



Ballistic limits for Nextel/Kevlar enhanced MLI over aluminum.
Nextel/Kevlar within MLI (0.31 g/cm² MLI), 1.5-cm standoff, 0.19-cm AMG-6

Flexible Multi-Shock Shield Applications

Mentre le soluzioni precedenti sono applicabili per strutture rigide, soluzioni flessibili sono allo studio, in particolare per la protezione di strutture inflatabili.

Nel seguito sono riportati due esempi:

1. CONTOUR MS Shield

Utilizzato per la sonda CONTOUR, anche se la missione non è stata portata a termine e la sonda distrutta in seguito a un incendio.

Fu scelta questa configurazione per massimizzare la protezione a basso peso.

Venne utilizzata la seguente configurazione (figura 2.16)

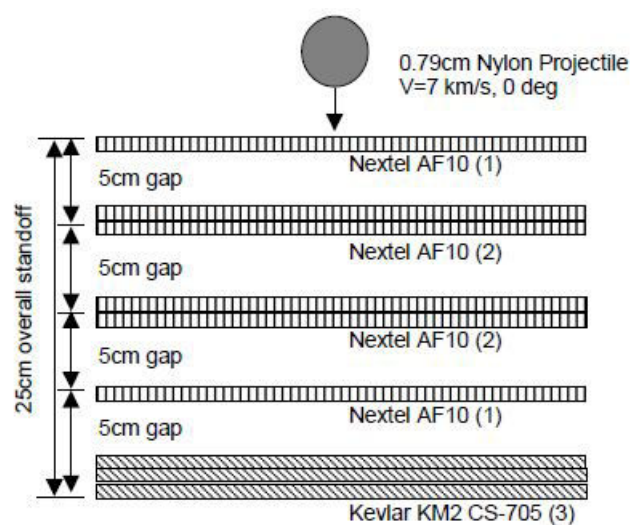


Figura 2.16: CONTOUR multi-shock shield

Da prove sperimentali si evince il seguente andamento del diametro critico in funzione di velocità e inclinazione (figura 2.17):

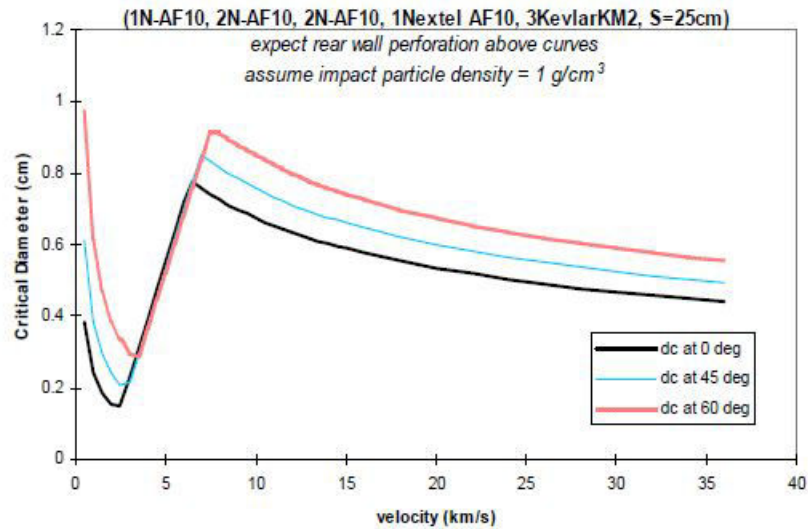


Figura 2.17: Ballistic limits for CONTOUR MS shield

Utilizzando questa tecnologia è stato minimizzato lo spessore dello strato protettivo ed è stata aumentata resistenza a impatti multipli.

In configurazioni tradizionali posso avere danni alla parte più interna per particelle con un diametro dell'ordine del 10% del diametro critico, riducendo la resistenza a successivi impatti.

In una configurazione MS invece sono necessari più impatti per raggiungere la parete interna.

2. TransHab.

Per il modulo inflatabile sviluppato dalla NASA per ISS e il seguito sviluppato da Bigelow Aerospace, ha la seguente composizione (figura 2.18):

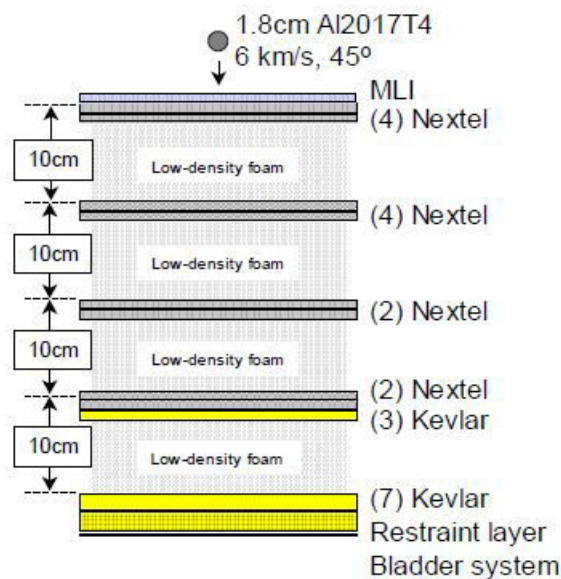


Figura 2.18: Flexible multi-shock shield for an inflatable module

2.3.3 Materiali utilizzabili

Per quanto riguarda la struttura di un modulo spaziale gonfiabile posizionato in orbita LEO un ruolo fondamentale è svolto dal rivestimento esterno, specialmente in termini di funzione protettiva contro eventuali impatti di micro-meteoriti e detriti spaziali (urti ad alta velocità). Analizziamo quali sono i materiali principalmente impiegati per tale scopo studiando le loro caratteristiche e proprietà meccaniche.

Compositi in fibra aramidica (Kevlar) Si tratta di materiali sintetici a base polimerica con l'aggiunta di fibre aramidiche di rinforzo, la struttura chimica si ottiene dalla combinazione di anelli benzenici aromatici e gruppi ammidici.

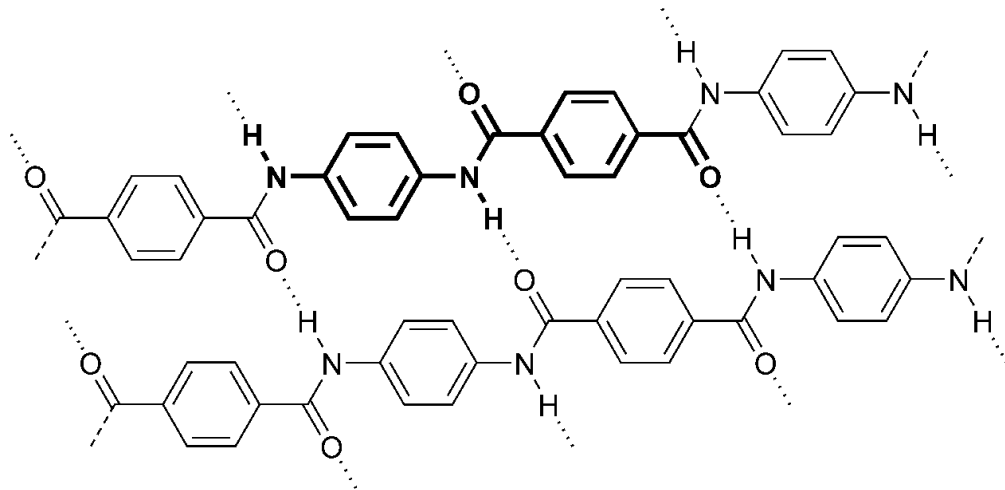


Figura 2.19: Struttura Kevlar

Brevettati dalla DuPont nel 1973, i tessuti in kevlar sono al giorno d'oggi sempre più impiegati in ambito ingegneristico in seguito alle loro straordinarie proprietà meccaniche:

- elevato rapporto resistenza-peso (solo a trazione);
- elevata rigidità;
- basso allungamento a rottura;
- bassa conducibilità elettrica e termica;
- resistenza al fuoco e agli agenti chimici;
- buona resistenza a fatica;
- deformazioni termiche trascurabili;
- notevole resistenza al taglio e agli impatti

In compenso il kevlar presenta una resistenza a compressione molto bassa ed è suscettibile all'umidità e alle radiazioni ultraviolette; inoltre è possibile riscontrare una riduzione delle caratteristiche meccaniche in caso di lunga esposizione ad alte temperature, come mostra il seguente grafico.

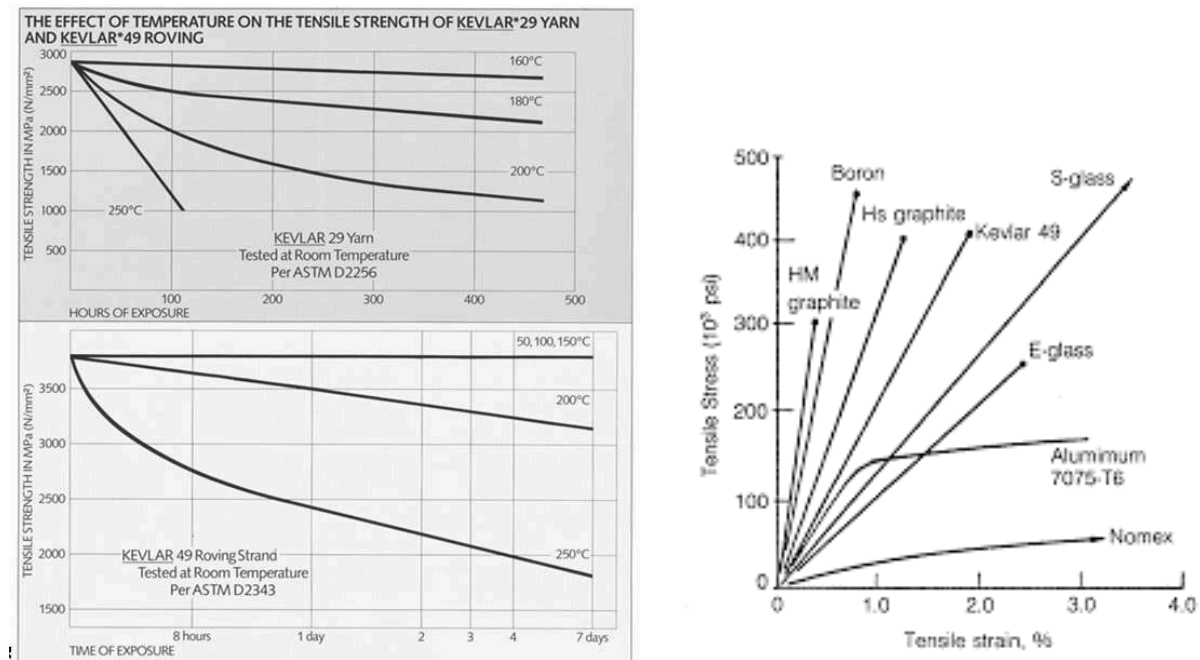


Figura 2.20: Andamento con la temperatura e confronto con altri materiali

- Kevlar 29 » $E = 83 \text{ GPa}$, $\sigma_R = 3.6 \text{ GPa}$, $\varepsilon_R = 4 \%$
- Kevlar 49 » $E = 131 \text{ GPa}$, $\sigma_R = 3.6\text{-}4.1 \text{ GPa}$, $\varepsilon_R = 2.8 \%$
- Kevlar 149 » $E = 186 \text{ GPa}$, $\sigma_R = 3.4 \text{ GPa}$, $\varepsilon_R = 2 \%$
- densità media kevlar : $\rho = 1,44 \text{ g/cm}^3$
- costo medio kevlar : 15 – 25 euro/kg

Questo materiale è solitamente usato nell'industria automotive e per applicazioni balistiche e di sicurezza (giubbotti antiproiettile, caschi per motociclisti); la sua notevole resistenza all'impatto fa sì che possa essere impiegato anche in ambito aerospace (componenti di velivoli, rivestimento per MMOD nel modulo gonfiabile Bigelow).

Foams: schiume solide espanse Sono materiali caratterizzati da una tipica struttura interna a pori (microcelle aperte o chiuse) che ne determina le proprietà meccaniche. In ambito ingegneristico si parla in particolare di synthetic foams.

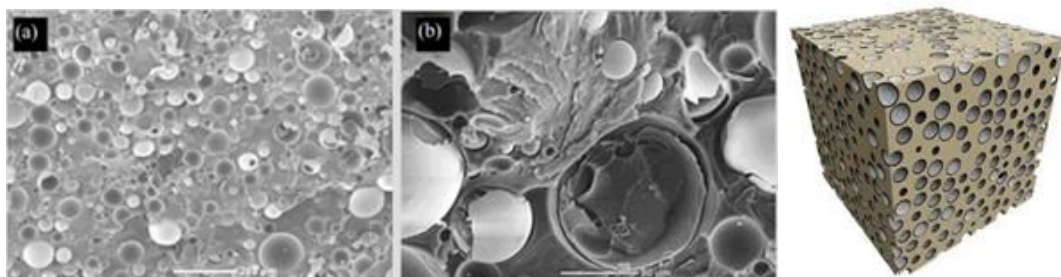


Figura 2.21: Schiume solide espanse

Generalmente gli strati di foam sono ottenuti a partire da matrici di vario tipo contenenti microparticelle cave preformate anch'esse di natura variabile in base alle esigenze; presentano notevole leggerezza dovuta alla bassa densità e una certa flessibilità che li rende resistenti agli impatti. Altre caratteristiche degne di nota sono:

- elevata resistenza (specie a compressione) ;
- elevato rapporto resistenza-peso ;

- proprietà isolanti a livello termico ed elettrico ;
- elevata resistenza al danno ;
- basso assorbimento di umidità (impermeabilità) ;
- memoria di forma (resistenza alle deformazioni) ;

I tessuti foam possono essere ottenuti attraverso numerosi processi di lavorazione (es. pre-mold processing, resin infusion process, stir casting, compression molding, pressure infiltration process, additive manufacturing). La produzione tuttavia presenta spesso alcune criticità: l'applicazione di eccessivi carichi di compressione durante il processo di fabbricazione può provocare frattura e collasso delle microsfere interne con conseguente distribuzione non omogenea della densità all'interno; inoltre l'esposizione del materiale a trattamenti termici prolungati ha solitamente effetti negativi su resistenza, elasticità e capacità di assorbimento dell'energia.

L'enorme versatilità che contraddistingue questa categoria di materiali fa sì che essi siano utilizzati in moltissime applicazioni, spesso in sostituzione a materiali già esistenti: costruzione di componenti per sottomarini, impiego nei settori automotive e building, impiego in aeronautica per riempimento di aree vuote a bordo dei velivoli, fabbricazione di strutture sandwich, assorbimento impatti da MMOD in campo spaziale, isolamento termico/elettrico negli impianti industriali.

weight/volumetric percentage : 65% for metal matrix , 65% for epoxy , 60% for polymer syntactic foams

microspheres weight/volumetric percentage: 30-50% for metal matrix , 10% for epoxy and vinyl ester syntactic foams $E=4$ GPa , $\sigma_R = 100$ MPa (valori massimi)

Tessuti in fibra ceramica Si parla sostanzialmente di strati di materiale composito ottenuto dall'unione di matrici di natura variabile e fibre ceramiche, spesso usati insieme a strati di foam disposti in modo alternato (come nel modulo gonfiabile Bigelow ad esempio); l'obiettivo è ottenere un rivestimento protettivo che sfrutti le proprietà di rigidità e resistenza a compressione tipiche delle fibre ceramiche. Questi tessuti inoltre possono vantare una buona resistenza agli agenti chimici e altre influenze ambientali, bassa densità, resistenza agli shock termici (ideale per applicazioni spaziali), resistenza al fuoco e all'abrasione.



Figura 2.22: Tessuti in fibra ceramica

2.4 Micro-gravità

La risposta fisiologica alla microgravità ha tutte le caratteristiche di un processo di invecchiamento accelerato, andando a comprendere tutti i sistemi del corpo umano: atrofia muscolare e perdita di massa ossea, sviluppo di problemi di equilibrio e coordinazione, perdita delle capacità funzionali del sistema cardiovascolare. Esponiamo quindi i danni che ricevono i sistemi corporei interessati e le principali contromisure.

2.4.1 Sistema Respiratorio

I polmoni si presentano come delle sacche che si appoggiano sul diaframma: se la forza di gravità viene a mancare risulta più complicato che essi possano rimanere espansi correttamente e permettere dunque una respirazione adeguata. Inoltre, le forze elastiche dei tessuti variano come anche la pressione idrostatica lungo la struttura polmonare.

Soprattutto durante i primi giorni di missione si possono avere dei disturbi respiratori che causano una sensazione di soffocamento: col tempo, però, la situazione si risolve spontaneamente.

Il gradiente idrostatico non è ottimale in quanto senza gravità i fluidi non si distribuiscono in modo corretto nel corpo: questo può portare a una congestione a livello nasale a causa dell'aumento dei liquidi in testa, con

parziale ostruzione e “corizza”, raffreddore senza infezione batterica o virale. In generale, è possibile guarire quasi istantaneamente al ritorno dalla missione.

Il controllo respiratorio autonomo non è direttamente influenzato dalla gravità.

È in fase di studio l’influenza della microgravità sul sistema immunitario. Dopo aver studiato dei macrofagi di ratto, isolati ed esposti a microgravità, si è visto che il parametro più importante è l’esplosione respiratoria (oxidative burst): le cellule immunitarie richiedono moltissimo ossigeno ed energia per sintetizzare i composti chimici utilizzati per sconfiggere i patogeni. Lo studio è stato condotto nella centrifuga Biolab sulla ISS da Samantha Cristoforetti che ha sottoposto le cellule a diversi valori di gravità. Dai primi risultati sembra però che le cellule siano in grado di riadattarsi molto velocemente.

I grafici sotto riportati indicano il tempo necessario al corpo umano per riadattarsi e tornare a funzionare in maniera ottimale.

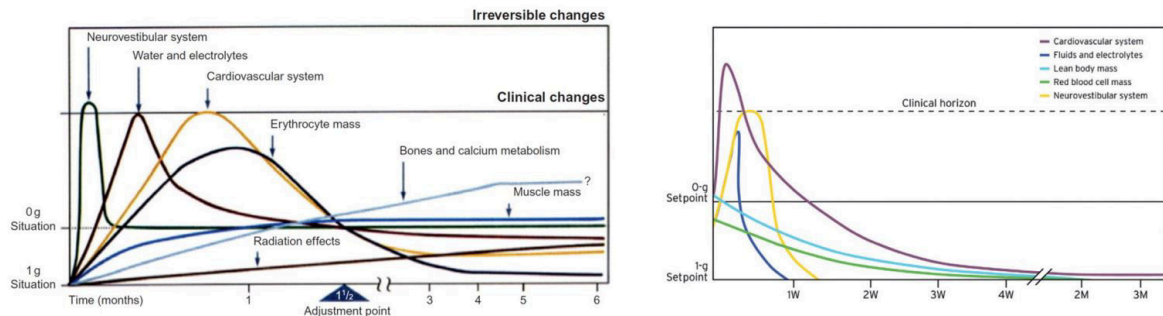


Figura 2.23: Riadattamento del corpo umano

2.4.2 Sistema Cardiovascolare

Le principali problematiche di questo sistema sono:

- **Intolleranza Ortostatica (dopo i voli):** l’incapacità da parte dell’organismo di garantire una adeguata pressione sanguinea alla testa e alle parti superiori del corpo mentre si assume la stazione eretta;
- **“Puffy face” (gonfiore del viso) e “Chicken legs” (diminuzione del volume delle gambe):** sono effetti provocati dallo spostamento dei fluidi dalla parte bassa del corpo verso la parte alta;
- **Diminuzione di volume dei fluidi nel corpo e diminuzione di volume del sangue nel cuore:** si ha come effetto ultimo una vasodilatazione che fa diminuire la pressione media arteriosa;
- **Rimodellamento anche morfologico (forma più sferica) del cuore**

L’Agenzia Spaziale Europea e l’Agenzia Spaziale Italiana hanno avviato una serie di attività per incrementare il livello di interventi preventivi sugli astronauti specialmente tramite l’uso a lungo termine dell’esercizio fisico, della valutazione funzionale, dal monitoraggio dell’adattamento neuro-muscolare all’allenamento e dalle nuove metodologie di allenamento (Whole body Vibration).

Le principali contromisure utilizzate sono: Lower Body Negative Pressure (LBNP) associato ad esercizi, esercizi aerobici quotidiani, tute anti-g indossate al momento del rientro e assunzione di farmaci.

LBNP è molto efficace nel bilanciare gli effetti dell’assenza di peso sul sistema cardiocircolatorio. Può anche essere usato per ridurre l’intolleranza ortostatica. Il dispositivo è costituito da una camera cilindrica che cinge il soggetto dalla vita in giù, ove la pressione negativa in camera indotta attraverso l’applicazione del vuoto provoca lo spostamento del sangue verso i piedi.

L’assunzione di soluzione salina bilanciata può portare ad un incremento del volume del plasma fino a 400 ml per un periodo di almeno 4 ore.

Le tute anti-g si gonfiano automaticamente all’aumentare dell’accelerazione subita dall’astronauta per prevenire il ristagno di fluidi nelle estremità basse del corpo e possono anche, attraverso una vescica addominale, aiutare a mantenere un adeguato ritorno venoso verso il cuore.

Il programma di allenamento coordinato e finanziato dall’Agenzia Spaziale Italiana basato sulla metodologia TRIMPi (individualized Training IMPulse), appositamente studiato per la permanenza a bordo della ISS e per le attrezzature già presenti a bordo (cicloergometro e treadmill), si basa non tanto sul carico di lavoro che l’astronauta deve affrontare allenandosi in quelle condizioni quanto sullo sforzo compiuto durante l’esercizio fisico.

SANS

Le caratteristiche cliniche di questa sindrome neuro-oculare associata al viaggio nello spazio vengono costantemente aggiornate con il sopraggiungere dei nuovi dati, e finora includono:

- **papilledema**
- **appiattimento del bulbo oculare**
- **pieghe retiniche e coroidali**
- **ipermetropia**
- **ischemia focale della retina (lesioni trombotiche)**
- **cotton wool spots**

Queste alterazioni sono state rilevate sia in forma mono sia bilaterale.

Sono stati proposti diversi meccanismi patogenetici alla base di questi reperti, tra cui l'incremento della pressione intracranica e il comportamento dei liquidi nei vari compartimenti cranici.

Il liquido cefalorachidiano (CSF) viene prodotto nei plessi coroidei ventricolari e viene drenato nel sistema venoso attraverso lo spazio subaracnoideo. Sulla Terra la forza di gravità agevola il ritorno venoso dal distretto cranico attraverso un gradiente pressorio negativo e rende difficile il ritorno venoso dagli arti inferiori; nello spazio, invece, questo gradiente viene a mancare, essendo l'unica forza in gioco quella generata dalla pompa cardiaca.

L'incremento della pressione intracranica deriverebbe quindi dallo spostamento dei fluidi in senso craniale, accompagnato da una riduzione del gradiente pressorio che normalmente consente il drenaggio del liquor. Misurare la pressione venosa centrale sulla Stazione Spaziale non è possibile, quindi il suo contributo non è facilmente valutabile ed è solo supposto dalla concomitante distensione giugulare. Discorso diverso per la pressione del liquor, che è stata valutata attraverso puntura lombare al rientro ed è risultata aumentata nella maggior parte dei casi (28 cmH₂O contro i normali 18) anche diverse settimane dopo. Tuttavia, l'ipertensione intracranica da sola non spiega molti dei reperti clinici, in quanto essa normalmente dà effetti bilaterali e molti dei sintomi come mal di testa e riduzione della vista periferica non sono stati riferiti dagli astronauti. Manifestazioni come il papilledema, inoltre, dovrebbero risolversi prontamente al rientro sulla Terra, cosa che invece non accade.

È per questo motivo che alcuni sostengono il secondo meccanismo patogenetico, riguardante invece la compartimentalizzazione del liquor nel distretto orbitale che, essendo caratterizzato da una particolare conformazione anatomica a fondo cieco, potrebbe favorire un meccanismo monodirezionale a valvola, e che associato a sua volta al ridotto deflusso venoso potrebbe determinare degli aumenti di pressione locali. Ulteriori considerazioni sono state fatte in merito alla mancanza di un passaggio dall'orto al clinostatismo, che non potendo essere attuato in microgravità rende impossibile variare le condizioni idrodinamiche nell'occhio, ponendo le basi per un processo di rimodellamento. Alla patogenesi di questi disturbi potrebbero contribuire anche la riduzione della massa grigia (fenomeno ormai largamente studiato e ritenuto fisiologico nei viaggi di lunga durata) e il suo spostamento fisico, derivante sempre dalla riduzione della forza di gravità, che potrebbe mettere in tensione tutto l'apparato oculare a partire dai nervi ottici.

Sono presenti pochi dati per viaggi a lungo termine (anni). Con quelli in possesso (forniti dagli astronauti della ISS) la SANS risulta essere temporanea (durata max di 437 giorni).

2.4.3 Sistema Neurovestibolare

In microgravità gli otoliti sono stimolati soltanto dalla traslazione della testa, contrariamente a quanto avviene in presenza di gravità dove la traslazione e la rotazione della testa viene interpretata nello stesso modo. Ciò comporta che durante un lungo viaggio spaziale il cervello reinterpreta i segnali provenienti dagli otoliti soltanto come traslazione della testa (Otolith Tilt-Translation Reinterpretation). Dopo il viaggio gli astronauti provano un disorientamento spaziale, cioè percepiscono di cadere in avanti quando ruotano la testa.

I cinque sensi sono anche essi affetti dalla microgravità.

- **Vista:** gli oggetti sembrano più luminosi quando illuminati dalla luce solare, ridotta sensibilità al contrasto, sottostima delle dimensioni degli oggetti;
- **Udito:** non alterato in microgravità;
- **Gusto e olfatto:** capacità di sentire sapori e odori ridotta dovuta alla congestione nasale riportata dal trasferimento di fluidi verso la parte superiore del corpo;

- **Tatto:** L'assenza di gravità comporta un cambiamento della sensibilità tattile dovuto al riadattamento ad un nuovo sistema di pressione statico, quindi gli oggetti possono sembrare estremamente pesanti.

SMS (Space Motion Sickness) dovuta ai conflitti sensoriali causati principalmente dall'alterazione degli otoliti, può causare una serie di sintomi (nausea, vomito, disorientamento, ridotta motivazione, appetito etc) che si manifestano fino al completo adattamento ad un nuovo ambiente gravitazionale.

Per evitare il disorientamento spaziale possono essere usati dei "vettori di gravità" presenti nelle tute per aiutare l'orientamento degli astronauti.

Per ridurre i problemi legati allo Space Motion Sickness (SMS) possono essere utilizzate delle tecniche per minimizzare il movimento della testa e del corpo o l'utilizzo di medicinali.

L'utilizzo della gravità artificiale attraverso centrifughe ad intermittenza viene usata per stimolare il sistema vestibolare e mitigare i problemi al rientro (Svantaggio: possibilità di SMS ogni volta che si passa dalla microgravità alla centrifuga rotante e viceversa).

Non esistono problemi a lungo termine per il sistema neurovestibolare come conseguenza dei viaggi spaziali. Tutte le prove dimostrano che i membri dell'equipaggio dopo un breve periodo si adattano al differente ambiente gravitazionale.

2.4.4 Sistema Scheletrico

Il rinnovamento del tessuto osseo è un processo essenziale per il mantenimento della forza ed integrità del sistema scheletrico. Il processo è caratterizzato da un continuo riassorbimento del vecchio tessuto e formazione di nuovo.

I carichi sostenuti dalle ossa, fra i quali rientrano quelli sviluppati dalla forza di gravità, promuovono la formazione di nuovo tessuto osseo, mentre l'assenza di movimento (immobilization) ne aumenta il rateo di riassorbimento.

In condizioni di microgravità i ratei di produzione e riassorbimento di tessuto osseo sono alterati, con una perdita mensile di tessuto fino al 2%. Questo effetto si protrae per diversi mesi dopo il rientro sulla Terra. Pochi mesi di permanenza in orbita corrispondono a svariati anni in condizioni di iper-sedentarietà sulla superficie terrestre.

Le conseguenze più gravi riguardano l'accumulo dei minerali riassorbiti dal tessuto osseo in vari organi, come i reni, e l'aumento del rischio di fratture, cambiamenti nella struttura del midollo osseo ed alterazioni irreversibili dell'intero scheletro.

La perdita di tessuto osseo si concentra in quelle zone più sollecitate dalla forza di gravità sulla Terra, come la base della spina vertebrale e le estremità degli arti inferiori. Inoltre, si ha un aumento della statura dell'astronauta, per via della mancanza di compressione sulle vertebre.

È stato osservato come sia difficile riacquisire la massa ossea persa, ragione per la quale risulta più efficace prevenire la perdita di tessuto osseo, più che intervenire unicamente con la riabilitazione una volta terminato il volo.

- **Assunzione vitamina D e calcio:** tramite la dieta in dosi di 1000mg/giorno. Le "diete artificiali" alle quali sono sottoposti gli astronauti possono esporli a bassi livelli di magnesio, per cui sono consigliate assunzioni di 350mg/giorno di questo minerale;
- **Uso piattaforme vibranti:** vanno a stimolare la produzione ossea tramite le sollecitazioni indotte sul corpo. Questa tecnologia, ad oggi, è stata testata solo sugli animali;
- **Dispositivi di gravità artificiale:** rappresentano un valido sistema per prevenire la perdita di calcio da parte delle ossa, stimolandole come sulla Terra;
- **Esercizi con elevati picchi di sforzo:** squatting, efficace nel prevenire la perdita di tessuto osseo;
- **Medicinali:** per limitare il riassorbimento del tessuto osseo (bisfosfonati), per l'incremento della massa ossea (ormoni paratiroidei), e per eliminare il pericolo di calcoli renali per via dell'accumulo del calcio perso dalle ossa (diuretici tiazidici).

2.4.5 Gravità artificiale

La gravità artificiale permette di eliminare molti aspetti dannosi per la vita umana nello spazio.

Il team dell'Università del Colorado ha sviluppato una soluzione molto interessante per risolvere il problema della microgravità. Spesso è stata proposta come soluzione alla microgravità la forza centrifuga: facendo ruotare velocemente un oggetto si può arrivare ad avere un'accelerazione di circa 9.81 m/s^2 . Questo approccio, oltre a non essere di grande praticità, può portare a dei danni sulla salute degli esseri umani.

I ricercatori del Colorado, sulla base dell'idea della centrifuga, hanno pensato di creare dei “gusci che attivino la gravità per i viaggiatori spaziali” in modo tale che per qualche ora al giorno gli astronauti possano mantenere una sinergia con l'ambiente. Il dispositivo creato è una tavola ruotante, ovvero una piattaforma dove gli astronauti poggiano i piedi. La testa degli astronauti è posizionata lungo l'asse di rotazione del dispositivo, in modo tale da minimizzare la sensazione di vertigine. Il dispositivo ha la forma di un letto: su una parte giace lo sperimentatore, dalla parte opposta il contrappeso per bilanciare la rotazione. È una sorta di centrifuga a misura d'uomo. Durante la rotazione l'accelerazione angolare generata dalla rotazione spinge i piedi dello sperimentatore verso la piattaforma. Il dispositivo è in fase di sperimentazione. Si possono avvertire vertigini se lo sperimentatore ruota lo sguardo.

Capitolo 3

Definizione strati shell

3.1 Inner layer

Lo strato più interno della struttura gonfiabile consiste in una barriera interna ignifuga che separa l'ambiente interno dal bladder. Ha come scopo principale quello di proteggere il bladder da fuoco, abrasioni, graffi e agenti chimici, di prevenire quindi l'equipaggio dal danneggiare accidentalmente il bladder durante le attività onboard e di 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. Presenta una superficie facilmente igienizzabile e delle buone proprietà acustiche, inoltre è un materiale ampiamente testato e utilizzato in ambito spaziale.

Property	Fiber
	Nomex® 430
Density (g/cm ³)	1.38
Tenacity (GPa)	0.63
Elongation (%)	30.5–31
Initial modulus (GPa)	10.8–11.9
Loop tenacity (GPa)	0.5–0.52
Heat of combustion (J/kg)	28.1×10^6
Specific heat at 25°C (cal/g·°C)	0.30

Source: Data from Jassal and Gosh (2002).

Figura 3.1: Caratteristiche Nomex

Si suppone uno spessore di 1.02 mm per una densità di 1,56 kg/m²

3.2 Bladder

3.2.1 Descrizione generale

Il bladder è, a partire dall'interno, il secondo strato della copertura della struttura gonfiabile. La sua funzione principale è quella di mantenere l'aria all'interno dell'ambiente abitabile. Questo lavoro potrebbe essere svolto ugualmente da un solo strato, tuttavia, si preferisce avere ulteriori strati di "riserva" per non compromettere la tenuta d'aria, indispensabile per la sopravvivenza all'interno del modulo nel caso in cui si verificasse il danneggiamento di alcuni di essi.

Inoltre, gli strati possono essere divisi in diversi compartimenti, che permettono di isolare eventuali forature o malfunzionamenti ed evitare di dover riprodurre da capo il componente in caso di errori durante la fabbricazione, questo porta però ad una complicazione nella progettazione.

Essendo il bladder composto da più strati devono essere presenti dei passaggi tra uno e l'altro per consentire lo sfiato durante il lancio e il monitoraggio della pressione in orbita. Tra i vari strati è anche consigliabile la presenza di un tessuto che, oltre a fornire protezione ulteriore, permette la creazione del vuoto tra gli strati adiacenti.

3.2.2 Requisiti

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

Il materiale adottato dev'essere flessibile e resistente durante tutte le fasi della missione, dall'assemblaggio alla piegatura e fino al dispiegamento e alla fase di permanenza in orbita. La criticità, sotto questo punto di vista, riguarda le temperature. Queste possono variare anche di diverse centinaia di gradi passando da zone esposte al sole a zone d'ombra e si considera soprattutto l'allungamento del materiale alle basse temperature relazionato a quello a temperatura ambiente. Il materiale selezionato dev'essere resistente alle forature e al passaggio di gas tossici, oltre che essere il più leggero possibile.

3.2.3 Materiali

In base ai requisiti forniti vi sono alcune combinazioni di materiali papabili per comporre gli strati del bladder. Queste sono le seguenti:

- Polietilene/Etilene vinil alcol/Laminato di nylon: questa presenta una bassissima permeabilità (0.07 cc/100 sq.in./24 h/atm), una bassa densità, una buona resistenza al passaggio di gas tossici e una poca elasticità alle basse temperature;
- Poliuretano/Laminato di Saran: questa presenta una permeabilità più alta (0.32 cc/100 sq.in./24 h/atm), ma un'adeguata integrità meccanica alle basse temperature;
- Tedlar/Mylar/Poliuretano/Tela di poliestere: questa presenta una permeabilità quasi al limite massimo e una resistenza meccanica non così buona a temperatura ambiente, anche se si mantiene maggiormente alle basse temperature.

3.2.4 Fissaggio e dispiegamento

Gli strati del bladder e il loro fissaggio al resto della struttura devono essere progettati in modo da sopportare senza conseguenze distruttive ogni fase della missione, soprattutto quella più complicata che è il dispiegamento e il relativo gonfiaggio del modulo stesso. Il fissaggio deve consentire agli strati del bladder di assumere la posizione desiderata durante il gonfiaggio senza subire carichi eccessivi. Si ha principalmente la possibilità di seguire due alternative:

- Il bladder può essere attaccato direttamente all'interfaccia utilizzando degli anelli di fissaggio conici compressi oppure una tenuta con O-ring;
- Il bladder può essere attaccato tramite del sigillante adesivo certificato a degli anelli di metallo, i quali, a loro volta, sono fissati all'interfaccia con degli O-ring convenzionali.

In ogni caso è necessario sovradimensionare il bladder e fissarlo opportunamente agli strati adiacenti per garantire un livello di resistenza agli stress adeguato in ogni momento e in ogni punto della struttura.

3.2.5 Scelta

Per quanto riguarda il materiale, la scelta ricade sulla combinazione Poliuretano/Laminato di Saran, che garantisce un buon compromesso tra bassa permeabilità, buona resistenza meccanica ed elasticità in qualsiasi range di temperatura. Per quanto riguarda la composizione degli strati, si opta per un bladder composto da quattro strati uguali intervallati da strati di tessuto, che vanno a formare una struttura suddivisa in compartimenti non comunicanti, in modo che, eventuali danni, compromettano solo il compartimento danneggiato. Lo spessore complessivo sarà di 0.6 mm. Invece per il fissaggio, si opta per l'utilizzo di O-ring che andranno a fissare direttamente il bladder alla struttura di supporto, evitando l'utilizzo della componente aggiuntiva del sigillante adesivo, che potrebbe avere dei difetti nel proprio comportamento se sottoposto a grosse variazioni di temperatura. I compartimenti che verranno sottoposti al fissaggio, ossia quelli sul contorno del bladder, avranno uno spessore incrementato di qualche punto percentuale in modo da poter sopportare e trasmettere meglio i carichi derivanti dal fissaggio, 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.

3.3.1 Analisi

L'analisi del restraint layer è molto simile a quella delle pareti sottili di un recipiente in pressione. La pressione interna conferisce stress in due principali direzioni: sollecitazione radiale (σ_2) e sollecitazione longitudinale (σ_1). Ci si concentra su due esempi di forme tipiche per moduli pressurizzati: il cilindro e il toroide.

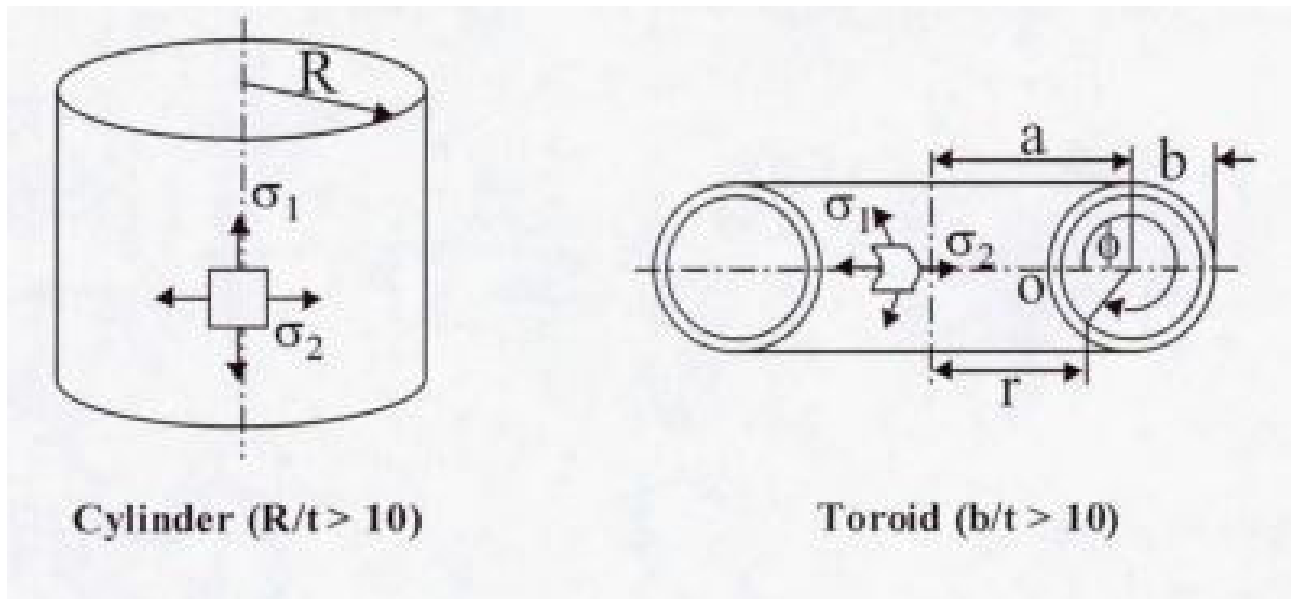


Figura 3.2: Opzioni geometriche del modulo pressurizzato

Cilindro Per una struttura cilindrica la sollecitazione radiale viene espressa come: $\sigma_2 = \frac{qR}{t}$, dove 'q' è il differenziale di pressione tra il volume interno e quello esterno. Nelle applicazioni spaziali, l'ambiente esterno è assimilabile al vuoto, dunque 'q' si riduce semplicemente alla pressione interna al modulo. La sollecitazione longitudinale risulta invece: $\sigma_1 = \frac{qR}{2t}$.

Toroide Per quanto concerne il toroide, la sollecitazione radiale si esprime come: $\sigma_2 = \frac{qb}{2t}$; diversamente, la sollecitazione longitudinale è: $\sigma_1 = \frac{qb}{2t} \frac{r(\phi)+a}{r(\phi)}$, dove 'r' è una funzione dell'angolo ϕ misurato dal punto O. La massima sollecitazione longitudinale si ha per $r(\phi) = (a - b)$ e pertanto, in O, si ha: $\sigma_{1max} = \frac{qb}{2t} \frac{2a-b}{a-b}$.

3.3.2 Considerazioni progettuali

Per quanto detto, è possibile osservare che nel cilindro la sollecitazione maggiore risulta quella radiale. Per moduli cilindrici di forma convenzionale il diametro della struttura in pressione è dunque dimensionato in base allo stress radiale a cui è sottoposto il cilindro e alla forza del materiale associata: la sollecitazione radiale nel cilindro è infatti direttamente proporzionale al diametro (o raggio) della struttura in pressione. Per quanto riguarda il toroide, esso non presenta alcun limite strutturale su quanto grande il diametro maggiore del toroide debba essere. Per un toroide la sollecitazione dipende da 'b' e da 'a', ciò significa che questo, a differenza di una struttura in pressione cilindrica o sferica, non è strutturalmente limitato nel diametro massimo che può avere. Di conseguenza, quando è richiesto un volume estremamente grande, una forma toroidale può essere preferibile dal punto di vista del progetto strutturale.

In figura 3.3 si mostrano diverse configurazioni di strutture *inflatable* e la rispettiva scelta del diametro necessario in funzione del carico di pressione agente sul *restraint layer*:

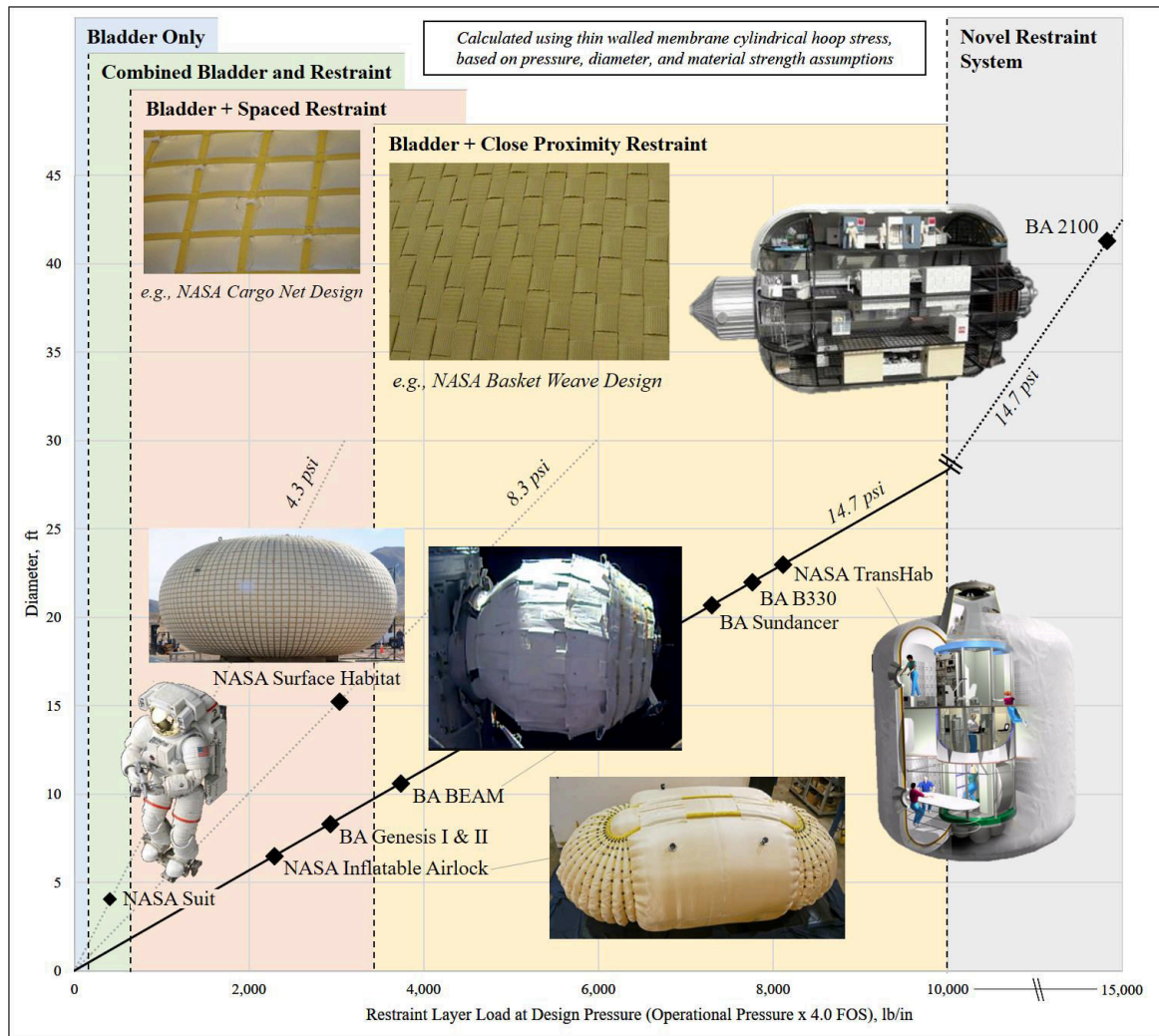


Figura 3.3: Possibili configurazioni di strutture inflatabile

3.3.3 Selezione del materiale

I materiali che compongono questo strato devono essere, da requisito, rigidi e resistenti ma anche flessibili e pieghevoli al fine di essere imballati a terra e dispiegati in orbita senza degradarsi. Lo standard di progettazione della NASA (NASA-STD-5001) impone che le strutture *softgoods* debbano essere progettate con un fattore di sicurezza FOS=4.0 al massimo carico di pressione e per tutta la vita operativa. Inoltre, occorre tener conto della presenza di saldature, cinghie ad alta resistenza con efficienze che variano dell'80% al 90%, le quali aggiungono un 10-20% al requisito di resistenza del tessuto per tener conto della perdita di forza che implicano. A causa di questo requisito e della presenza di saldature, dunque, la forza del *restraint layer* deve essere, in generale, estremamente alta. La tabella seguente riassume le proprietà dei materiali di tessuti comuni ad alta resistenza:

Fiber Type	Tensile Strength (N/m ² x 10 ⁶)	Breaking Tenacity (gm/den.)	Tensile Modulus (gm/den.)	Elongation at break (%)	Density (gm/cm ³)	Resistance to Flex Cracking	Low Temp. Brittleness (°C)	Flammability (LOI)	Abrasion Resistance
Kevlar	3.38	23	555	3.6	1.44	Fair	<-196	27-29	Fair
PBO	5.65	41	1300	3.5	1.5	Fair	-	>56	Fair
Spectra 1000	2.99	35	2000	2.7	0.97	Excellent	<-25	18-19	Excellent
Vectran HS (LCP)	2.84	23	680-840	2.2-2.5	1.41	Good	<-160	28	Good

Data/Testing Provided by Rajib dasGupta, Lockheed Martin

Figura 3.4: Materiali tipici di tessuti ad alta resistenza

PBO → p-fenilene benzobisossazolo Sebbene la resistenza a trazione del PBO sia quasi due volte più alta rispetto al Kevlar (p-fenilentereftalamide) o al Vectran, il PBO è un candidato generalmente escluso a causa del costo elevato, della disponibilità limitata, della difficoltà nella preparazione e del database limitato del materiale.

Spectra → fibra poliolefinica ottenuta da una soluzione di polietilene ad altissimo peso molecolare, UHMWPE. Esso ha una forza di trazione adeguata, tuttavia, la sua fragilità alle basse temperature ($< -25^{\circ}\text{C}$) non lo rende un buon candidato.

Vectran → cristalli liquidi di fibra polimerica ottenuta da poliestere totalmente aromatico. Caratterizzato da ottimo rapporto resistenza-peso e ottima resistenza alla fatica a flessione. Spesso viene scelto per l'alta resistenza al calore e all'abrasione.

Kevlar → p-fenilentereftalamide Presenta un ottimo rapporto resistenza-peso e ha una buona sopportazione del calore, tuttavia è suscettibile alla fatica da compressione assiale e all'abrasione. Il Kevlar rispetto al Vectran è però un'ottima scelta per il suo frequente utilizzo nei voli, proprietà ben note, disponibilità e basso costo.

Le possibili preoccupazioni relative alla flessione, alla resistenza a rottura o all'abrasione non sono considerate a causa della grande piegatura lungo il raggio e dei bassi cicli di flessione che il *restraint layer* vedrà per questa applicazione.

3.3.4 Selezione della trama del tessuto

A seconda della pressione esercitata sulla struttura del tessuto sono disponibili diverse opzioni di progettazione per la trama del *restraint layer*:

- Più strati di tessuto: Questo primo metodo prevede la cucitura di diversi strati di tessuto insieme fino a raggiungere la forza necessaria per sopportare i carichi di pressione. Questo design presenta, però, due inconvenienti: è molto difficile, se non impossibile, ottenere una corretta ripartizione del carico attraverso gli strati e, inoltre, per creare i modelli di gore le fibre portanti il carico vengono tagliate riducendo in modo significativo la forza sopportabile dalle sezioni di gore. Questi modelli sono quindi una buona soluzione progettuale quando il requisito di resistenza non è estremamente elevato.
- Tessuto multistrato: È possibile che alcuni fornitori di nastri producano una trama personalizzata di tessuto che soddisfa i requisiti di resistenza per lo strato. Tuttavia, affinché un tessuto personalizzato sia abbastanza resistente da soddisfare il requisito di forza, può capitare che in alcuni punti di giunzione il giunto abbia uno spessore elevato, tale da rendere la cucitura molto difficile e introducendo un ulteriore carico. Il trasferimento di quest'ultimo tramite cuciture così spesse è molto difficile da ottenere. Inoltre, anche il design del tessuto multistrato deve essere tagliato in modelli di gore per ottenere configurazioni diverse da quelle cilindriche; ciò introduce le stesse preoccupazioni sulla condivisione di carico e forza del design precedente.
- Tessitura larga: In questo caso le cinghie longitudinali corrono lungo l'esterno del telaio e sono cucite l'una all'altra ad ogni intersezione usando un filo di nylon. Prima dell'assemblaggio, ogni cinghia è srotolata, pretensionata e contrassegnata nelle posizioni appropriate per identificare dove posizionare i punti indice e le cuciture strutturali. Tuttavia, ci sono tre inconvenienti nell'uso della cinghia larga. Vi è un caricamento irregolare vicino agli spazi vuoti del *layer* creati in seguito alla geometria. Il secondo inconveniente è che non è possibile ottenere una condivisione del carico completa attraverso la fettuccia, semplicemente per il fatto che la fettuccia piatta deve assumere una forma curva su tutta la larghezza della cinghia per formare la forma gonfiata. Il terzo inconveniente è il difficile processo di fabbricazione di questo design. Inizialmente si pensava che la fettuccia larga sarebbe stata più facile per la produzione per via del minor numero di cinghie e cuciture ma, in realtà, è estremamente difficile manovrare il peso della fettuccia intorno alle macchine da cucire per realizzare le cuciture.
- Tessitura stretta: Costituita da un gran numero di cinghie, anche in questo caso prima della tessitura, ogni cinghia viene srotolata, pretensionata e contrassegnata nelle posizioni appropriate per identificare dove posizionare i punti indice e le cuciture strutturali. Devono essere presenti abbastanza punti di indicizzazione installati nel layer per non rischiare di avere una trama allentata e non conforme alla geometria prevista.

Si è visto che carichi di pressione molto alti, come quelli di un modulo spaziale, richiedono uno strato di contenimento a tessitura stretta (fettuccia stretta) di circa 2-5 cm di larghezza, come la trama adottata per il *restraint layer* del modulo *TransHab*.

Un tipico design JSC della NASA rientra nella categoria delle fettucce strette ed è composto da cinghie ad alta resistenza intrecciate insieme in uno schema a cestello stretto nelle direzioni assiale e del telaio del modulo.

In alternativa, il *Bigelow Aerospace* adotta un *restraint layer* costituito da cinghie circolari cucite longitudinalmente da un'estremità all'altra: ciò riduce i punti di stress su un intreccio di cinghie. Con quest'ultimo design vi è anche un ridotto numero di cinghie longitudinali e assiali, il che riduce il peso complessivo del modulo.

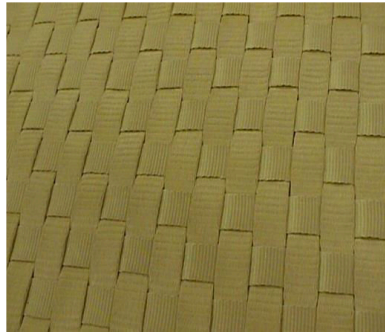


Figura 3.5: Restraint layer a tessitura stretta

3.3.5 Indicizzazione e interfacce

Il *bladder* e il *restraint layer* devono lavorare in tandem per sostenere il carico di pressione e contenere l'atmosfera interna del modulo. Il *bladder* è sovradimensionato rispetto allo strato di contenimento in modo da non sopportare il carico e trasferirlo completamente al *restraint layer*. Inoltre, affinché il modulo possa essere imballato, piegato e dispiegato, *bladder* e *restraint* devono essere allineati insieme, e ciò viene fatto con l'indicizzazione di tutta la superficie del guscio. Questi punti di cucitura devono essere in grado di legare gli strati di rivestimento, camera d'aria e contenimento senza ridurre la resistenza di ogni singolo strato: un numero insufficiente di punti può portare ad una distribuzione non uniforme della camera d'aria, al contrario, un'eccessiva indicizzazione può aumentare il tempo di produzione e aggiungere peso non necessario.

Per quanto riguarda l'interfaccia tra le paratie rigide, contenenti boccaporti e anelli per *docking* e *berthing*, e il guscio del modulo si ha che lo strato del *bladder* deve essere sigillato alla paratia per evitare che si verifichino perdite e questa deve essere fissata in modo da evitare che la camera d'aria assuma tensione o sollecitazione una volta applicata la pressione interna. Ciò può essere fatto con *O-ring*, guarnizioni o tenute di tipo adesivo.

Per *restraint layer* fabbricati con nastri stretti, l'interfaccia può essere realizzata utilizzando gruppi forcella / rullo 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.

3.3.6 Conclusioni

Secondo la trattazione proposta, le scelte ottimali per progettare lo strato di contenimento (*restraint layer*) di un modulo gonfiabile abitabile pressurizzato sono:

- **Materiale: Kevlar**, selezionato per l'ottima resistenza a trazione (3.38×10^6 N/m²) in considerazione del peso e tenacità a rottura (23 gm/den.). Sebbene questo tessuto sintetico abbia una minor resistenza all'abrasione rispetto al Vectran, l'elevata disponibilità e il basso costo ne determinano la scelta migliore. Il Kevlar è inoltre un materiale dalle caratteristiche ben note e frequentemente utilizzato nei voli spaziali, non a caso è stato scelto come materiale di progettazione del *restraint layer* del modulo *TransHab*.
- **Tipologia di trama: a tessitura stretta**, si sceglie una tessitura analoga a quella adottata da *Bigelow Aerospace* con una serie di cinture circolari cucite longitudinalmente da un'estremità all'altra per ridurre i punti di stress nell'intreccio delle cinghie.
In questo modo si ha una riduzione nel numero di cinghie longitudinali e assiali e conseguentemente nel peso del modulo.
La dimensione della fettuccia è invece fissata a 2.54 cm in accordo con quanto progettato per il *TransHab*.
- **Spessore: 2 cm**, ottenuto considerando una pressione interna al modulo agente sul restraint layer pari a 101300 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.

3.4 MMOD layer

Lo scopo di questo strato è proteggere la struttura dall'impatto del debris.

3.4.1 Multi-Schock Shield

Si considera uno shield con la seguente struttura trasversale:

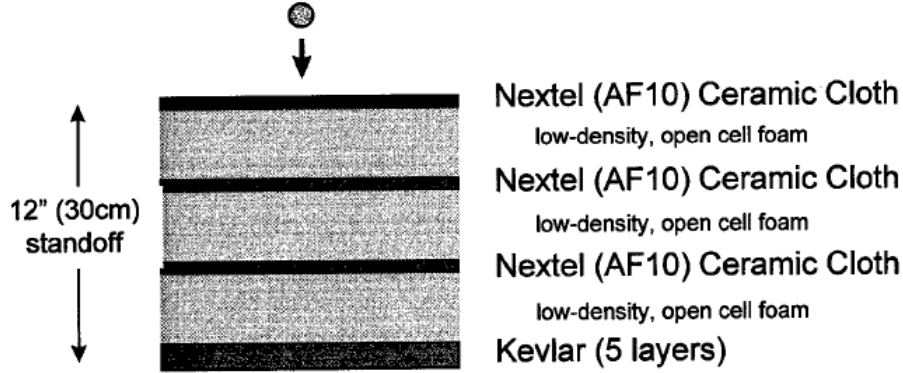


Figura 3.6: Sezione Trasversale

- 3 strati di Nextel (AF10), i quali forniscono una densità superficiale: $m_{Nextel} = 0.08 \text{ g/cm}^2$. Questi strati sono definiti bumpers e hanno lo scopo di disintegrare i corpi impattanti;
- 3 strati di Open Cell Foam (poliuretano espanso), i quali forniscono una densità superficiale: $m_{foam} = 0.51 \text{ g/cm}^2$. 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: $m_{RTV} = 0.19 \text{ g/cm}^2$: 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: $m_w = 0.16 \text{ g/cm}^2$. 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 le seguenti formule, frutto di interpolazione di dati sperimentali, è possibile ricavare l'andamento del diametro critico in funzione della velocità di impatto.

- Per impatti ad alta velocità, cioè $V > 6.4 \cos \theta^{-0.25}$

$$d_c = K_{H-MS} m_w^{1/3} S^{2/3} \rho_p^{-1/3} V^{-1/3} \cos \theta^{-1/3} \quad (3.1)$$

- Per impatti a velocità intermedia, cioè $2.4 \cos \theta^{-0.5} < V < 6.4 \cos \theta^{-0.25}$

$$d_c = K_{Hi-MS} m_w^{1/3} S^{2/3} \rho_p^{-1/3} \cos \theta^{-0.25} \frac{V - 2.4 \cos \theta^{-0.5}}{6.4 \cos \theta^{-0.25} - 2.4 \cos \theta^{-0.5}} + \\ + K_{Li-SW} \rho_p^{-1/2} [C_w m_w + C_L m_b] \cos \theta^{-1} \frac{6.4 \cos \theta^{-0.25} - V}{6.4 \cos \theta^{-0.25} - 2.4 \cos \theta^{-0.5}} \quad (3.2)$$

- Per impatti a bassa velocità, cioè $V < 2.4 \cos \theta^{-0.5}$

$$d_c = K_L \rho_p^{-1/2} [C_w m_w + C_L m_b] \cos \theta^{-4/3} V^{2/3} \quad (3.3)$$

Dove:

- m_w è la densità superficiale del rear wall, nel caso considerato costituito da Kevlar
- S è lo Standoff, cioè lo spessore dello strato che viene assunto pari a $S = 30\text{cm}$
- ρ_p è la densità volumetrica del debris, assunta pari a $\rho_p = 2.8\text{ g/cm}^3$
- V è la velocità del debris
- θ è l'angolo di impatto, assunto pari a zero per effettuare una stima conservativa
- m_b è la densità superficiale del bumper che risulta essere pari a:

$$m_b = m_{Nextel} + m_{foam} + m_{RTV} = 0.78\text{ g/cm}^2$$

I termini rimanenti sono costanti pari a:

$$K_{H-MS} = 0.41\text{ km}^{1/3}\text{s}^{-1/3} \quad K_{Hi-MS} = 0.221 \quad K_{Li-MS} = 1.506$$

$$C_w = 0.5\text{ cm}^3/\text{g} \quad C_L = 0.37\text{ cm}^3/\text{g} \quad K_L = 2.7\text{ g}^{1/2}\text{km}^{2/3}\text{cm}^{-3/2}\text{s}^{-2/3}$$

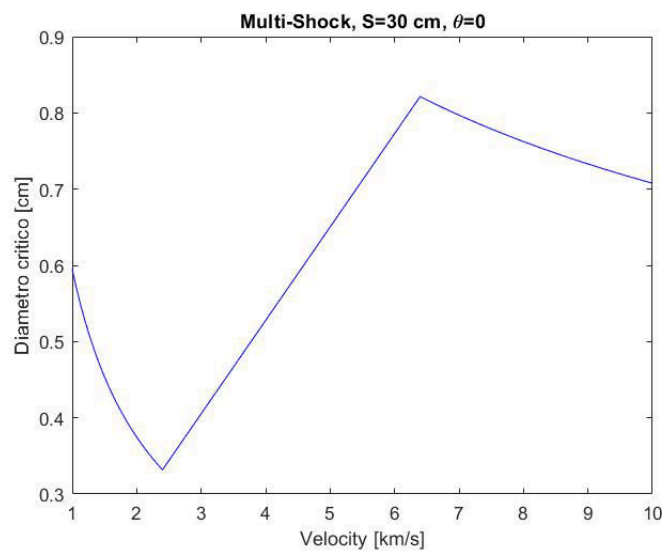


Figura 3.7: Diametro critico al variare della velocità per Multi-shock

3.4.2 Confronto con Struttura Metallica

Si considera ora una struttura metallica con la seguente sezione trasversale:

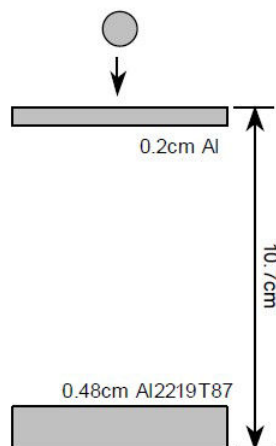


Figura 3.8: Sezione trasversale struttura metallica

Utilizzando le formule descritte precedentemente, è possibile ricavare l'andamento del diametro critico in funzione della velocità di impatto.

Si ottiene dunque il seguente andamento:

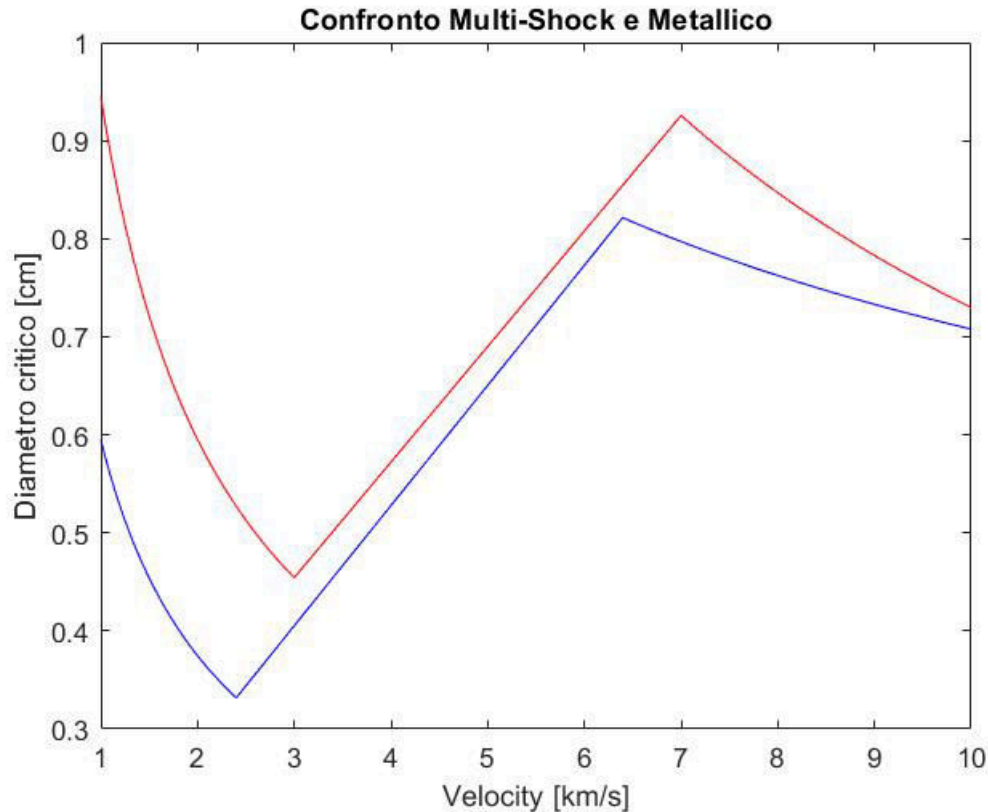


Figura 3.9: Diametro critico al variare della velocità

Dal precedente grafico 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 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.

3.5 Multi-layer insulation blanket

In generale, 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, il suo basso peso e il suo ampio utilizzo nel campo spaziale.

L'architettura scelta prevede l'utilizzo di diversi strati e materiali.

3.5.1 Outer Cover

Si tratta di un rivestimento resistente all'ambiente operativo, in particolare ai danni dovuti all'ossigeno atomico e ai raggi UV.

In linea con quanto adottato in altri progetti spaziali, fra cui lo Space Shuttle, la Stazione Spaziale Internazionale e soprattutto il precedente progetto di modulo inflatabile NASA TransHab, la protezione da ossigeno atomico si ottiene tramite uno strato esterno di Beta cloth, ulteriormente ricoperto di vernice a basso assorbimento solare e alta emissività infrarossa e resistente all'effetto combinato di ossigeno e UV.

Name	Solar Abs α_s	Thermal Emittan- ce (ε_t)	Sheet Resistance (Ω/sq)
AZ-93	0.15 ± 0.02	0.91 ± 0.02	na
AZW/LA-II	0.09 ± 0.02	0.91 ± 0.02	na
AZ-2000-IECW	0.28 ± 0.02	0.90 ± 0.02	$10^4 - 10^6$
AZ-2100-IECW	0.15 ± 0.02	0.90 ± 0.02	$10^8 - 10^9$

Tabella 3.1: Vernici protettive da ossigeno atomico

Lo strato di base, il Betacloth, è una tessitura di fibra di vetro impregnata di PTFE (Teflon), che secondo specifica MB0135-027 è spessa $0.2mm$. La sua composizione, oltre a garantire una protezione agli strati sottostanti dall'effetto dell'ossigeno e delle radiazioni UV, lo rende leggero e flessibile, conferendogli una massa di appena $0.237 \frac{kg}{m^2}$.

Per assicurare maggiore protezione alla struttura e considerati anche gli altri progetti spaziali da noi citati, si ritiene necessario applicare una vernice a base di composti di silicio e ossidi metallici, prodotta da *AZ Technology* e utilizzata in diverse missioni spaziali correnti e passate. La scelta della vernice specifica può essere effettuata fra diverse opzioni che differiscono per valori di assorbimento solare, da scegliere in base alle necessità di controllo termico, e per l'abilità o meno di condurre corrente elettrica, utile per la dissipazione delle cariche statiche che si possono accumulare sulla superficie².

Il produttore specifica che lo spessore dello strato di vernice necessario a garantire la protezione è di circa 4-5 mils (millesimi di pollice), ossia circa $0.10 - 0.13mm$ e che $300g$ di vernice sono in grado di coprire $8 - 12ft^2$ di superficie. Questo si traduce in un valore di massa attorno agli $0.27 - 0.4 \frac{kg}{m^2}$.³ Per consentire l'adesione della vernice sul betacloth è necessario applicare uno strato di vernice primer spesso $0.25 - 0.75mils$, cioè $0.006 - 0.02mm$ e $300g$ coprono $17ft^2$, perciò la massa del primer è di $0.19 \frac{kg}{m^2}$.

Nel complesso, lo strato protettivo per ossigeno atomico e UV risulta essere di spessore $0.31 - 0.35mm$ e di massa $0.69 - 0.82 \frac{kg}{m^2}$. La massa totale effettiva dello strato protettivo dipende dalla superficie totale della struttura dispiegata.

3.5.2 Reflector Layers

La scelta di questi strati è importante per mantenere la temperatura del modulo all'interno in un range di temperature che lo rende abitabile e che permette il corretto funzionamento di tutti i componenti. Il range di temperature scelto è quello compreso tra 18.3 e $26.7^\circ C$, uguale a quello a bordo della ISS. Al fine di dimensionare spessore e numero degli strati, si conduce un'analisi termica considerando sia il caso freddo che quello caldo, necessaria per calcolare le temperature di equilibrio nelle due situazioni citate.

La forma della capsula si considera cilindrica, con una superficie di base pari a quella del fairing del lanciatore scelto e con un'altezza calcolata a partire dal volume stimato ai passi precedenti.

I flussi di calore che interessano la superficie della capsula sono i seguenti:

- Flusso diretto del sole

$$Q_{solardirect} = A_{normale} \alpha I_s \quad (3.4)$$

Dove:

- $A_{normale}$ è la superficie perpendicolare al Sun vector;

- α è l'assorbività;

- I_s è l'irraggiamento solare, che è stato considerato pari al valore medio $1367 \frac{W}{m^2}$.

- Flusso dovuto all'albedo:

$$Q_{albedo} = A_p \alpha I_a \quad (3.5)$$

Dove:

- A_p è la porzione di superficie rivolta verso la Terra;

- I_a è l'albedo solare, pari a $I_s \alpha F$; - F è il fattore di visibilità, cioè la frazione di albedo intercettata dal satellite.

	HOT CASE	COLD CASE
Solar Flux	29130W	Null
Albedo Flux	3350W	Null
IR Earth Radiation Flux	170W	130W
Equilibrium Temperature	23°C	-198°C

Tabella 3.2: Flussi di calore e temperature di equilibrio

- Flusso di calore dovuto alla radiazione infrarossa:

$$Q_{IR} = A_p \varepsilon I_p F \quad (3.6)$$

Dove:

- ε è l'emissività;

- I_p è l'emissione infrarossa del pianeta, che nel caso della Terra varia tra 258 e 216 $\frac{W}{m^2}$

- Flusso di calore interno e potenza dissipata Q_{in} ;
- Flusso irradiato dalla superficie verso lo spazio:

$$Q_{out} = A_{tot} \varepsilon \sigma T^4 \quad (3.7)$$

Con:

- A_{tot} superficie totale del modulo esposta allo spazio;
- T temperatura di equilibrio;
- σ costante di Stefan-Boltzman.

Al fine di calcolare le temperature di equilibrio, è stato imposto:

$$Q_{out} = Q_{solar\ direct} + Q_{albedo} + Q_{IR} + Q_{in} \quad (3.8)$$

L'analisi permette di stimare i diversi flussi, i cui valori sono riportati nella tabella seguente:

Questi risultati si ottengono considerando i dati orbitali della ISS, in particolare un'altitudine media di 410km.

I dati di assorbività ed emissività portano ad ottenere i valori in tabella sono rispettivamente $\alpha = 0.9$ e $\varepsilon = 0.005$. Si seleziona il materiale adatto tra quelli riportati nel RedBook della Sheldahl (Aluminum Coated Black Kapton)⁴ costituito dall'unione di uno strato di black Kapton, con un'alta assorbività (0.9), e uno di alluminio, con bassa emissività (0.05). Al fine di ottenere la ε richiesta, si devono sovrapporre più strati di materiale. Si può notare dalla figura 3.10 che si ottiene il valore richiesto con un numero di strati di circa 15.

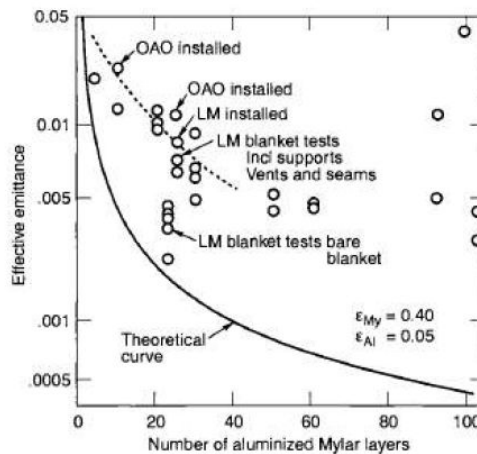


Figura 3.10: Emissività in funzione del numero di strati

Lo spessore è quindi:

$$s_{ref} = 0.0254mm \cdot 15 = 0.3810mm \quad (3.9)$$

e la massa per unità di superficie:

$$m_{ref} = 38 \frac{g}{m^2} \quad (3.10)$$

Come si nota dalla tabella, la temperatura massima sta al di sotto del limite operativo massimo, mentre il requisito sulla minima temperatura non è soddisfatto. Successivamente sarà quindi necessario il dimensionamento di un heater per ottenere un valore di temperatura ammissibile.

3.5.3 Separator Layers

Tra i diversi strati riflettenti e tra gli strati riflettenti e l'interno è necessario posizionare degli strati separatori, che possono essere fatti di Dacron o Nomex, praticamente intercambiabili per le loro proprietà. Anche in questo caso gli strati sono 15, quindi lo spessore:

$$s_{sep} = 0.17mm \cdot 15 = 2.55mm \quad (3.11)$$

e la massa per unità di superficie:

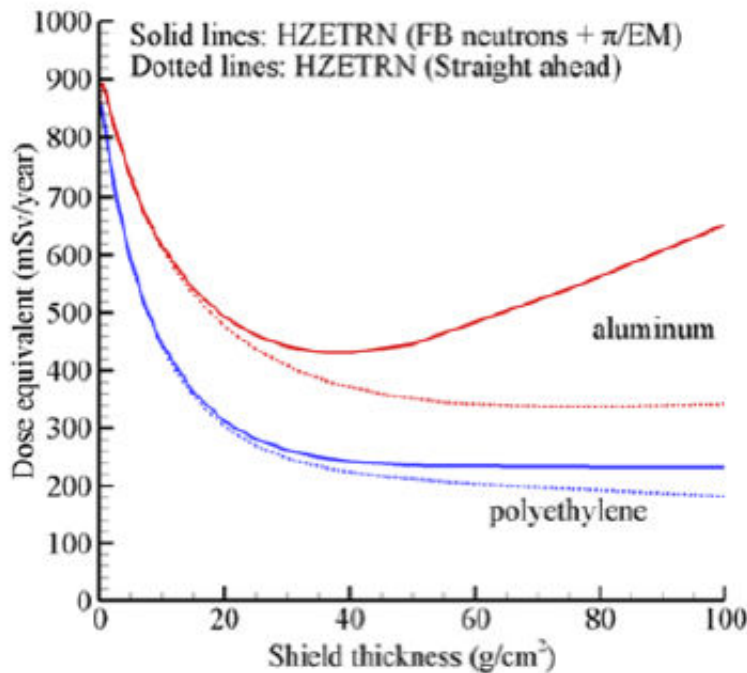
$$m_{sep} = 4.4 \frac{g}{m^2} \quad (3.12)$$

3.6 Radiation protection

La presenza in orbita comporta la necessità di confrontarsi con la problematica delle radiazioni; una protezione volta a proteggere gli astronauti e i componenti a bordo dell'inflatable structure è indispensabile. La mitigazione è rivolta ai Galactic Cosmic Rays, agli Solar Particle Events (SPEs) e al prodotto della loro interazione.

Uno dei metodi più comuni per lo scopo è il passivo *radiation shielding*, ovvero l'installazione di scudi di protezione integrati nella struttura. È importante che la scelta di questi sia ponderata sulla base di diversi materiali, delle loro caratteristiche e sulla quantità di radiazioni schermate.

Generalmente tre materiali adatti allo scopo possono essere il Polietilene, il Kevlar e l'alluminio. Tuttavia, pur avendo tutti buone caratteristiche di densità, l'alluminio che è uno dei materiali più utilizzati nell'ambiente spaziale non regge il confronto. Uno studio ha evidenziato come lo spessore necessario per schermare una certa quantità di dose radioattiva è sempre maggiore del corrispettivo in polietilene.



Considerando ora il confronto tra il Polietilene e il Kevlar, entrambi hanno dimostrato di apportare una sufficiente riduzione della dose radiativa; quest'ultima viene calcolata a seconda dello spessore considerato. Nella tabella si osserva come a parità di spessore le riduzioni sono pressoché le stesse.

		Polyethylene	Kevlar
Dose rate	5 g/cm ²	19 ± 2	22 ± 3
	10 g/cm ²	32 ± 2	32 ± 2
Dose equivalent rate	5 g/cm ²	27 ± 6	32 ± 6
	10 g/cm ²	57 ± 4	55 ± 4

La scelta di un materiale rispetto all'altro ricade sulla densità e sulle proprietà specifiche. Se il Polietilene ha una densità nominale di circa 0.96 g/cm³, il Kevlar di 1.4 g/cm³, dunque a parità di shielding thickness (g/cm²) il secondo materiale realizzerebbe uno spessore minore. Inoltre, le caratteristiche del Kevlar in resistenza e flessibilità lo rendono un ottimo candidato negli impieghi di *integrated shielding*.

Nel dettaglio il Kevlar è una fibra sintetica para-amidica registrata da DuPont nel 1965, leggera, tenace e resistente al calore. La sua produzione chimica si ottiene per condensazione a partire da 1,4-fenilendiammina e cloruro di tereftaloile, con sottoprodotto acido cloridrico. La struttura delle fibre ed i legami idrogeno intermolecolari consentono di raggiungere una resistenza di 3620 Mpa. Per quanto riguarda la resistenza al calore è in grado di sopportare temperature ben al di sotto dello zero, -196°C, con un range di decomposizione tra 427 °C e i 482 °C.

Dunque, dalle considerazioni fatte lo spessore necessario per la protezione dalle radiazioni è ottenuto dalla stratificazione di due layer da 5 cm di Kevlar. La scelta di due strati piuttosto che uno unico di spessore maggiore è legata alla volontà di evitare irrigidimenti eccessivi della struttura in fase di dispiegamento.

Tuttavia, il Kevlar è un materiale già presente nella skin della struttura negli strati di Restraint e MMOD, per cui si è deciso di sfruttare interamente il loro dimensionamento per l'ulteriore scopo di protezione dalle radiazioni, senza l'aggiunta di uno specifico.

Capitolo 4

Struttura interna

4.1 Analisi preliminare per la selezione del materiale da impiegare nella "Core Structure" di un inflatable

4.1.1 Valutazioni qualitative su progetti passati e vincoli di progetto

Al fine di riuscire a capire quali materiali possono essere impiegati per supportare i carichi applicati alla struttura interna di un inflatable, risulta necessario fare considerazioni di tipo qualitativo dai dati esistenti su progetti passati e vincoli/richieste già esaminate. Si analizzano i dati noti del progetto TransHab portato avanti dalla NASA a fine anni '90 dove risulta che i materiali impiegati sono l'alluminio e i compositi in fibra di carbonio. Spiegazione poco efficiente per capire che categoria di materiali selezionare per il progetto data la gran quantità di leghe di alluminio e di compositi in carbonio. Dunque è necessario ricorrere all'impiego di vincoli dovuti a condizioni di lavoro del materiale a regime e massime condizioni non operative a cui deve sottostare il materiale in alcune fasi della sua vita (es. lancio).

Durante la fase di vita operativa la struttura lavora in ambiente pressurizzato a temperature che si può considerare ambiente e senza condizioni particolari di radiazioni, ambienti ostili che creano ossidazione, carichi ciclici, ecc. L'unico compito è quello di supportare l'intero inflatable, quindi serve un materiale resistente ma non fragile per evitare veloci espansioni di cricche o rotture improvvise prima del fine vita. Per capire se il materiale è resistente e non fragile bisogna analizzare 2 grandezze fisiche:

- Il modulo di Young, il quale deve essere elevato per resistere agli stress senza avere grandi deformazioni
- Lo sforzo a trazione, il quale deve essere elevato per evitare di scegliere materiali ceramici e con comportamento fragile (serve questo dato perché i ceramici hanno alto modulo di Young ma non sono resistenti a trazione)

Durante il lancio, fase più critica per la struttura, invece i carichi a cui deve sottostare la struttura sono molto elevati. Come lanciatore si usa il Falcon 9 e si è visto che il massimo carico assiale è di 6g invece quello trasversale è 2g.

Come prima cosa si nota subito che durante queste sollecitazioni la struttura non si deve deformare quindi si usa sempre come parametro ingegneristico di analisi lo stress a trazione che se è troppo elevato vuol dire il materiale tende a deformarsi più facilmente. Di conseguenza di questo parametro risulta necessario fare un'analisi accurata per non avere valori troppo alti o troppo bassi.

Infine, il parametro fondamentale da valutare è la densità poiché questa influisce sul peso dell'intera struttura per cui è necessario minimizzarla. Da queste considerazioni si iniziano a valutare tutti i materiali presenti sul mercato, con matmatch si impostano due tipi di vincoli:

- Densità inferiore a 5 g/cm³
- Modulo di Young superiore a 65 GPa

Con questa selezione si hanno più di 100 materiali da analizzare tra cui le leghe di Titanio che hanno un valore di densità circa il doppio rispetto all'alluminio e ai compositi in carbonio. Quindi per ridurre ancora il numero di materiali si decide di escludere tutte le leghe di titanio riducendo la densità fino a 3.5 g/cm³.

Nella selezione rientrano 8 famiglie di materiali:

- Leghe di alluminio e Silicio
- Leghe di alluminio e Rame 2XXX

- Leghe di alluminio e Zinco 7XXX
- Berilio
- Ceramic Carbon realizzati in Additive Manufacturing
- MMC Alluminio e Berillio
- MMC Alluminio Silicio e Ferro
- PMC con fibre di carbonio

Si analizzano i parametri ingegneristici nel seguente modo: facendo un grafico tra densità e modulo di Young per capire come la resistenza di un materiale varia col peso e quali sono le famiglie coi valori migliori.

Dato che in fase di analisi preliminare è impossibile calcolare esattamente lo stress e il carico critico della struttura durante il lancio, bisogna fare un'analisi approssimata. La forza può essere calcolata con la formula $n = \frac{F}{W}$ ma non conoscendo nessuno dei due parametri, si è deciso di analizzare i rapporti $\frac{E}{\rho}$ e $\frac{TS}{\rho}$ dove E è il modulo di Young e TS è il tensile strength. Quindi si mettono in correlazione la capacità del materiale di supportare carichi alla densità.

Il grafico si fa tra i due rapporti al fine di analizzare se il materiale è troppo fragile o troppo deformabile (in questo grafico sono stati trovati i dati di solo 5 famiglie su 8).

4.1.2 Modulo di Young e densità

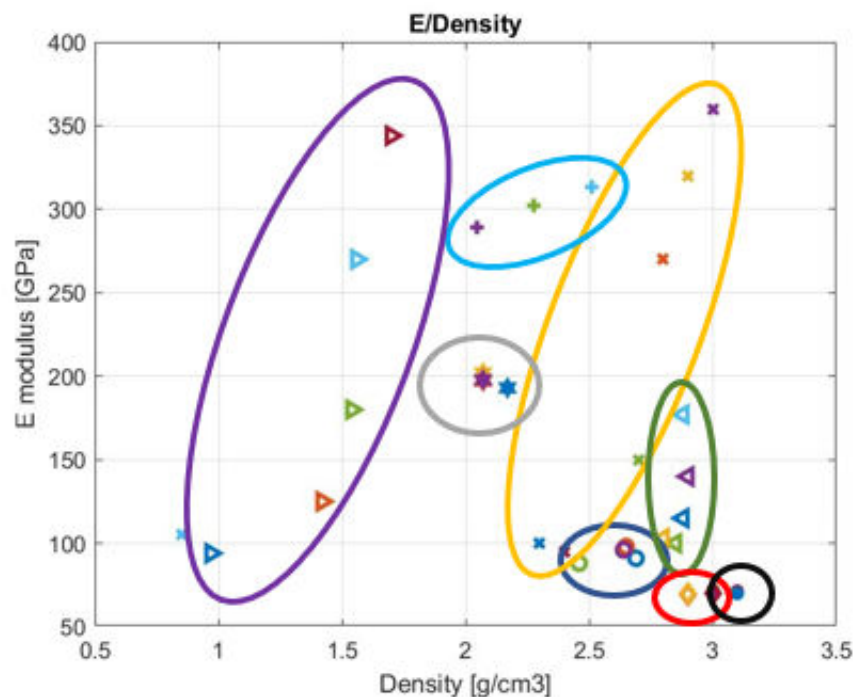


Figura 4.1: E/density delle famiglie di materiali

I dati nel riquadro blu appartengono alle leghe Alluminio Silicio con valori relativamente bassi sull'asse delle y e valori alti sull'asse delle x.

Nel riquadro rosso ci sono i valori delle leghe di alluminio e zinco 7XXX con valori molto simili alle leghe di Alluminio e Silicio.

Il riquadro nero rappresenta i dati delle leghe di alluminio e Rame 2XXX con valori di densità al limite del filtro e valori del modulo di Young sotto ai 100GPa.

Queste 3 leghe trovandosi in basso a destra nel grafico hanno valori bassi di resistenza e densità piuttosto al limite.

Con le stesse densità e valori di E più elevati si ha la famiglia degli MMC con Alluminio Silicio e Ferro (nel riquadro verde) con numeri sull'asse delle y fino a quasi 200GPa. Ultima famiglia con valori relativamente alti di densità è il gruppo nel riquadro giallo che sono i Ceramic Carbon realizzati in Additive Manufacturing. Questa

famiglia ha valori molto estesi di E che vanno da circa 100 fino a valori sopra i 350GPa.

Riducendo leggermente la densità si hanno 2 gruppi. Quello grigio sono gli MMC alluminio Berillio con densità circa di 2 g/cm³ e valori di E elevati. L'altro gruppo (nel riquadro azzurro) si hanno i valori dei materiali al Berillio.

Infine, il gruppo con la densità minore (nel riquadro viola) sono i PMC con fibre di carbonio che da questa analisi risultano i migliori. Però, se si analizza la resistenza a trazione, questi materiali hanno valori 10 volte superiori agli altri materiali in studio, ciò vuol dire che si deformano quando si applicano enormi carichi. Di conseguenza vengono scartati.

4.1.3 Modulo di Young e Resistenza a trazione

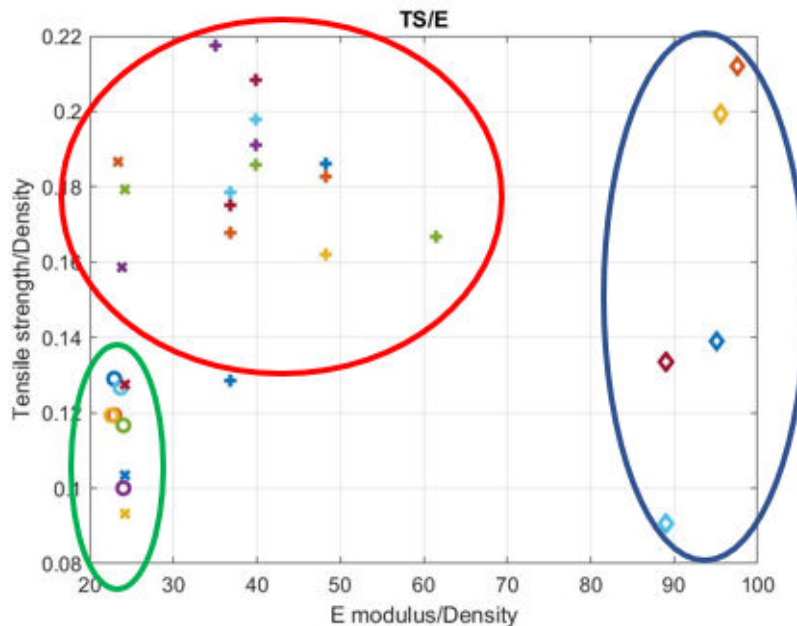


Figura 4.2: TS/E delle famiglie di materiali

Come già specificato in questa analisi si escludono i PMC poiché con valori troppo alti, di conseguenza si ha lo snervamento prima della rottura e il materiale si deforma.

Nel riquadro blu con valori alti di modulo di Young e Resistenza a trazione variabile da valori molto bassi a valori molto alti ci sono i materiali MMC Alluminio e Berillio. Nel riquadro rosso ci sono i materiali MMC Alluminio Silicio Ferro che avendo densità più alte e valori di E non eccessivi si trovano più a destra degli altri MMC.

Infine, nel riquadro verde ci sono le leghe di Alluminio 2XXX e 7XXX che avendo valori poco accettabili nel primo grafico risultano anche in questo caso i peggiori materiali in esame.

Dei materiali in Berillio e i Cerami Carbon Additive Manufacturing non sono stati trovati valori di resistenza a trazione, di conseguenza non è stata fatta nessuna analisi di questo tipo.

4.1.4 Conclusioni

Dall'analisi effettuata risulta che le leghe di alluminio silicio, alluminio rame e alluminio zinco hanno valori relativamente bassi 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 con ottimi valori nel primo grafico, con impieghi attuali principalmente come semiconduttori in impianti elettronici, non hanno impieghi strutturali. I ceramic carbon realizzati in AM con densità simili alle leghe in alluminio e valori di E leggermente migliori sono, in quanto ceramici, da escludere (anche se non si hanno i valori di resistenza a trazione) per problemi di fragilità.

Gli MMC di alluminio Silicio hanno buone prestazioni leggermente abbattute dal valore della densità che limita l'impiego. E infine gli MMC di alluminio e Berillio hanno le prestazioni buone nel primo grafico (basse densità e alti valori di E) e ottime nel secondo (principalmente dovute al valore della densità).

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 (la variazione di densità è minima rispetto agli MMC alluminio berillio), quindi possono essere presi in considerazione se si riesce a progettare una struttura abbastanza leggera (solamente quelli con i valori migliori). Altro ottimo compromesso sono i materiali realizzati con alluminio e berillio che grazie alle basse densità del secondo materiale e alle buone prestazioni meccaniche del primo rendono efficiente l'impiego di questi tipi di materiali.

In seguito, l'elenco dei materiali appartenenti alle due famiglie selezionate:

MMC Alluminio Berillio
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 4.3: Materiali selezionati

4.2 Dimensionamento preliminare

Considerando il volume totale ipotizzato di 64.2 m^3 (aggiungendo almeno 10 m^3 per eventuale attrezzatura) e le dimensioni del fairing del Falcon 9, si è proceduto ad un dimensionamento preliminare, analizzando sia una struttura cilindrica che una toroidale.

4.2.1 Struttura cilindrica

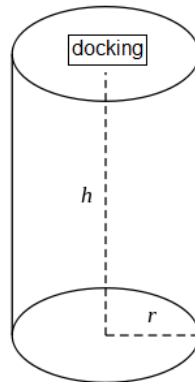


Figura 4.4: Cilindro

Il volume è dato dalla seguente formula

$$V = \pi r^2 h$$

A seguito è riportata la tabella riassuntiva dei valori trovati.

Volume (m^3) V	64.2	75
Raggio (m) r	2	2
Altezza (m) h	5.17	6

Figura 4.5: Dimensionamento preliminare toroide

Considerando un volume di 75 m^3 , sarebbe possibile una disposizione della struttura interna con 3 stanze (almeno una come deposito per attrezzatura/vivande, una zona adibita a 'dormitorio' e una zona in cui lavorare).

4.2.2 Struttura toroidale

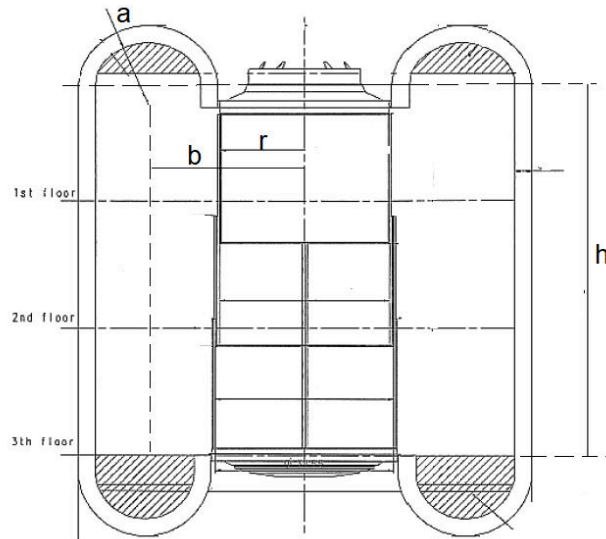


Figura 4.6: Toroide

Il volume è dato dalla seguente formula:

$$V = \pi(r + 2a)^2 h + 2\pi^2 a^2 b$$

Di seguito è riportata la tabella che illustra i valori ricavati:

	V=75 m^3						V=80 m^3					
r	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
a	1	0,9	0,8	0,7	0,6	0,5	1	0,9	0,8	0,7	0,6	0,5
corridoio	2	1,8	1,6	1,4	1,2	1	2	1,8	1,6	1,4	1,2	1
b	2	1,9	1,8	1,7	1,6	1,5	2	1,9	1,8	1,7	1,6	1,5
h	1,256	1,812	2,461	3,236	4,185	5,379	1,433	2,015	2,696	3,512	4,514	5,777

Figura 4.7: Dimensionamento toroide

Come si può osservare dai dati presenti in tabella, la soluzione toroidale con il volume ipotizzato non è sfruttabile. Infatti, avendo come vincolo il raggio del cilindro interno fisso (r) a causa delle dimensioni della porta di docking, non si ottengono dimensioni del corridoio e dell'altezza utili per costruire un modulo abitabile.

4.2.3 Scelta della geometria

Si è optato per una geometria cilindrica, sia per la semplicità progettuale e costruttiva ma soprattutto in quanto, come riportato nella sezione precedente, a causa del volume ipotizzato non si riesce ad avere un modulo abitabile.

Dati iniziali di dimensionamento

Per il dimensionamento dello strato del restraint sono stati presi in considerazione i seguenti parametri iniziali:

- Pressione applicata di 0,4 MPa (applicando il fattore di sicurezza previsto di 4);
- Raggio nominale di 2000 mm;
- Altezza del cilindro di 6000 mm.

Valutazione dei flussi di carico

Sfruttando i dati forniti si è calcolata la tensione sulla sezione cilindrica in direzione circonferenziale:

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

Successivamente, dato lo spessore, si è calcolato il flusso di carico circonferenziale:

$$F_2 = \sigma_2 \cdot t$$

Per quanto riguarda la tensione in direzione longitudinale si ottiene con la relazione seguente:

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

Come precedentemente fatto per il carico circonferenziale ricavo il flusso di carico longitudinale:

$$F_1 = \sigma_1 \cdot t$$

Valutazione dei nastri in direzione circonferenziale

Per eseguire la valutazione del numero di nastri necessario nella direzione circonferenziale si è calcolato il valore del carico totale applicato sul cilindro in questa direzione. Per fare questo si utilizza l'altezza del cilindro:

$$Load = F_1 \cdot h$$

Il valore del carico totale nella direzione circonferenziale del settore cilindrico, calcolato in precedenza, e diviso per il valore di resistenza minima del singolo nastro ha fornito il numero minimo di nastri necessario a sostenere il carico.

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

A questo punto si è valutato la spaziatura reciproca tra i vari nastri dividendo l'altezza del cilindro per il numero di nastri da allocare in tale settore:

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

Questa distanza rappresenta lo spazio che intercorre tra gli assi dei nastri e a ciò corrisponde una distanza tra la fine di un nastro e l'inizio di quello immediatamente successivo di:

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

Valutazione dei nastri in direzione longitudinale

Per eseguire la valutazione del numero di nastri lungo la direzione longitudinale la procedura seguita è la stessa dei nastri circonferenziali, semplicemente vanno sostituiti nelle formule F_2 al posto di F_1 e la lunghezza della circonferenza, $2\pi R$, al posto dell'altezza del cilindro.

Calcoli per nastri in Kevlar e PBO-Zylon

Nelle fasi successive di questa analisi abbiamo preso in considerazione due tipologie di nastro valutando loro in differenti condizioni di utilizzo, questo ci ha portato ad analizzare cinque casistiche differenti. La tabella che segue riassume nel dettaglio i casi in esame:

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

Configurazione geometria del restraint

Per definire la geometria del restraint, si prende in considerazione il numero massimo di nastri e se ne controlla la compatibilità con lo spazio disponibile nel cilindro:

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

dove con S_{min} si indica la spaziatura minima tra gli assi dei nastri, con L_{cil} la lunghezza del cilindro e con N_{max} il numero massimo di nastri.

A questo punto si effettua un confronto tra questa dimensione appena ottenuta e la larghezza effettiva del nastro per controllare se si verifichino o meno delle sovrapposizioni dei nastri: sarebbe meglio non avere questa situazione per evitare un aumento dello spessore del restraint stesso. Ciò rappresenta un prova del fatto che non sono necessari nastri con carico a rottura maggiore di quello preso in esame. Nella tabella seguente sono riportati i risultati ottenuti con le relazioni precedentemente esposte:

MATERIALE	CONDIZIONE	N_L	N_T	$S_L(mm)$	$S_T(mm)$
KEVLAR	Nominale	56	53	180.4	69.2
	Post UV	76	151	121.3	39.2
PBO-ZYLON	Nominale	95	189	82.8	16.9
	Post Abrasione	95	189	82.8	16.9
	Post Abrasione e UV	109	218	65.8	8.1

Dove N è il numero di nastri, S la loro spaziatura e i pedici " L " e " T " stanno rispettivamente per longitudinale e trasversale.

Scelta del tipo di nastro

Avendo verificato che tutte le configurazioni precedentemente analizzate sono realizzabili per la nostra missione, poiché i nastri non si sovrappongono garantendo uno spessore minimo e dimostrando che essi sono in grado di sopportare l'intero carico strutturale, abbiamo deciso quindi di orientarci verso il materiale che ci permette un risparmio di peso.

Come primo step abbiamo calcolato la lunghezza totale di nastro utilizzato, sia per la direzione longitudinale e sia per quella circonferenziale, e successivamente conoscendo la densità lineare dei materiali¹ è stata valutata la massa.

MATERIALE	CASO	CONDIZIONE	PESO _L (kg)	PESO _T (kg)	PESO _{TOT} (kg)
KEVLAR	1	Nominale	25.8	51.1	76.9
	2	Post UV	35	145.5	180.5
PBO-ZYLON	3	Nominale	19.5	182.2	201.7
	4	Post Abrasione	19.5	182.2	201.7
	5	Post Abrasione e UV	22.4	210.1	232.5

In conclusione, la tipologia di nastro selezionata è quella in Kevlar di spessore $2.36mm$, larghezza di $44mm$, con un peso totale di circa $77kg$ e una capacità di carico a rottura di $92500N$.

Sviluppi futuri

In questa prima fase di dimensionamento e scelta della geometria si è considerata una struttura cilindrica semplice. Tuttavia, avendo la necessità di inserire le porte per docking/berthing, si avrà una differenza di raggio tra le porte e la superficie superiore e inferiore del cilindro. Si dovrà quindi prevedere una struttura gonfiabile inferiore e superiore, che potrà essere adibita a deposito, e sarà necessario approfondire lo studio della disposizione dei nastri nelle zone a più alto concentramento.

Inoltre, è possibile effettuare un'ottimizzazione procedendo in modo inverso rispetto a come si è fatto in precedenza: si valuta la resistenza a rottura minima dei nastri necessaria affinché la struttura sia perfettamente dimensionata.

Si parte dal numero massimo di nastri realmente allocabili sulla superficie della struttura e, utilizzando i flussi di carico calcolati in precedenza, si può determinare il valore teorico della resistenza a rottura dei nastri.

Si ipotizza che i nuovi nastri abbiano sempre uno spessore di $X\text{mm}$ per semplicità e che i flussi di carico valutati siano identici a quelli dei due casi precedenti, in quanto questi dipendono solamente dalle dimensioni della struttura e dal carico a cui è sottoposta rimasti invariati.

Si può, quindi, ricavare il numero massimo di nastri allocabile semplicemente dividendo la lunghezza massima (che per il cilindro coincide con quella nominale) per la larghezza del singolo nastro (indicata con a) che si è imposto per semplicità uguale a quella dei nastri in Kevlar disponibili:

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

Dunque, prendendo il numero intero immediatamente successivo, il numero massimo di nastri fisicamente disponibili è x .

A questo punto, si utilizza il carico massimo nel cilindro (direzione longitudinale o circonferenziale) e per trovare il valore della minima resistenza a rottura (chiamata C_{min}) si divide tale valore per il numero massimo di nastri che è stato ricavato in precedenza:

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

Il valore ottenuto è quindi il valore minimo di resistenza a rottura che devono avere i nastri per sopportare il carico sulla struttura.

4.3 Interfaccia con ISS

Per consentire l'attracco del modulo inflatabile abitabile con la ISS, è necessario introdurre un sistema di docking. Ci sono 2 principali sistemi di docking usati sulla ISS.

1. *Probe and drogue docking system*: è il metodo di attracco russo usato da Soyuz. È costituito da una sonda attiva (probe) e da un drogue passivo (cono).
2. *International docking system standard IDSS*: è lo standard internazionale per i sistemi di aggancio con la ISS. È studiato per consentire l'attracco automatico tramite un'interfaccia elettro-meccanica.

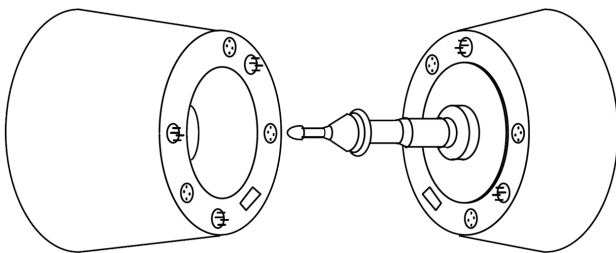


Figura 4.8: Probe and drogue docking system

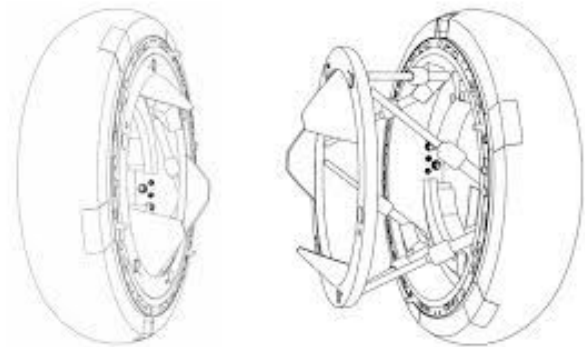
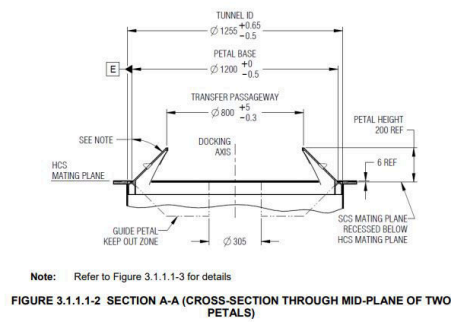


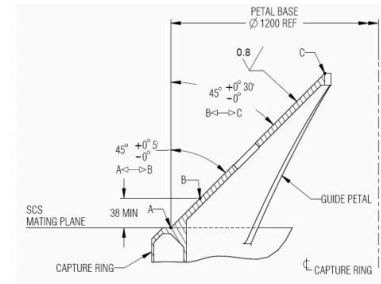
Figura 4.9: International docking system standard

Il target per l'aggancio è l'international docking adapter IDA, localizzato sul nodo harmony (nodo 2), segmento USA dell'ISS, sia sul portello anteriore che sul portello zenit. In modo da garantire un adeguato collegamento alla ISS è necessario che l'interfaccia sia compatibile con IDSS *International Docking System Standard*, che è implementato sia dall'europeo IBDM, sia dal NASA Docking System, che verrà usato. Nel caso di Docking si parla di "attracco" autonomo, mentre nel caso di berthing di "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, carburante, potenza elettrica e altre funzionalità, tra cui il passaggio del personale di bordo. Le dimensioni dell'interfaccia sono riportate nelle figure sottostanti.

IDSS IDD Revision E
October 2016



(a)



(b)

Figura 4.12: Specifiche IDSS

IDA

È la parte del meccanismo presente sulla ISS, ha un'altezza di 110 cm e una larghezza di 160 cm. Quando si includono i bersagli di attracco, i catadiottri laser e i relativi sistemi disposti attorno ai perimetri esterni, il diametro esterno è di circa 240 cm. Il passaggio per il trasferimento dell'equipaggio e del carico ha un diametro di 800 mm.

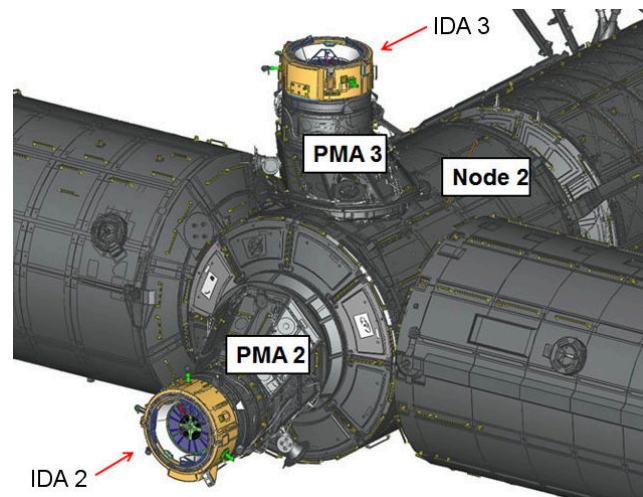


Figura 4.13: IDA location

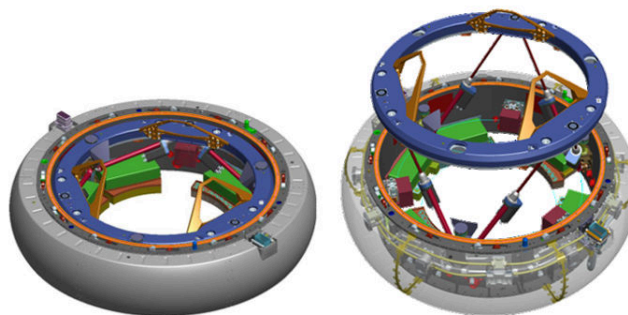


Figura 4.14: IDA

4.3.1 Berthing System

Il modulo è catturato dallo Space Station Remote Manipulator System (SSRMS detto Canadarm2), una sorta di braccio robotico, e posizionato tramite movimenti controllati dall'interno della stazione. L'aggancio avviene in modo totalmente passivo dal punto di vista della struttura Inflatable, il cui unico requisito è offrire un punto di aggancio, chiamato Grapple Fixture, per l'estremità dell'SSRMS, chiamata Latching End Effector. Nelle figure sono rappresentati diversi tipi di Grapple Fixture: FRGF è il più semplice e offre una connessione puramente meccanica verso il braccio, mentre gli altri possono trasferire potenza elettrica, segnale video o dati, nel caso di necessità per le operazioni di berthing. In foto, il modulo inflatable BEAM è agganciato all'SSRMS tramite la grapple fixture (non visibile) durante l'installazione sulla ISS e prima del dispiegamento. Dalla parte opposta rispetto all'aggancio del braccio è visibile l'interfaccia del NASA Docking System.

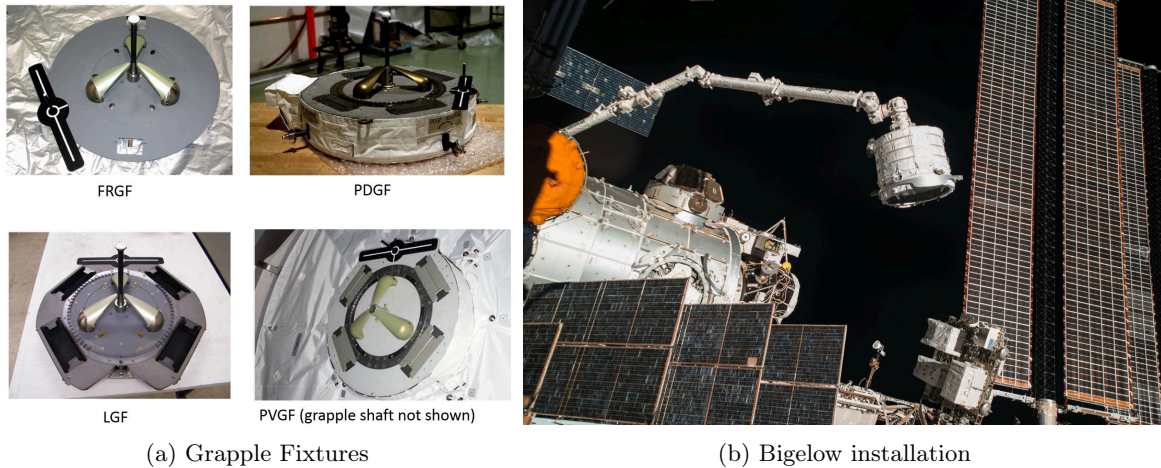


Figura 4.15: Berthing System e Grapple fixtures

Capitolo 5

Struttura ibrida

Inizialmente, è stata scelta una configurazione cilindrica del modulo Inflatable che prevedeva un'altezza di 6 m e un diametro di 4 m. Durante la progettazione ci si è resi conto che lo spazio per portare in orbita i vari arredamenti non era sufficiente se si utilizzava il solo modulo Inflatable. Al lancio, quando completamente ripiegato, il modulo presenta poco spazio per portare ciò che servirà in orbita agli astronauti.

Si è pertanto deciso di creare un modulo ibrido, ovvero di aggiungere una zona rigida che rimanga tale durante il lancio e in cui possano essere stipati gli arredi che poi verranno portati nell'Inflatable tramite un opportuno collegamento.

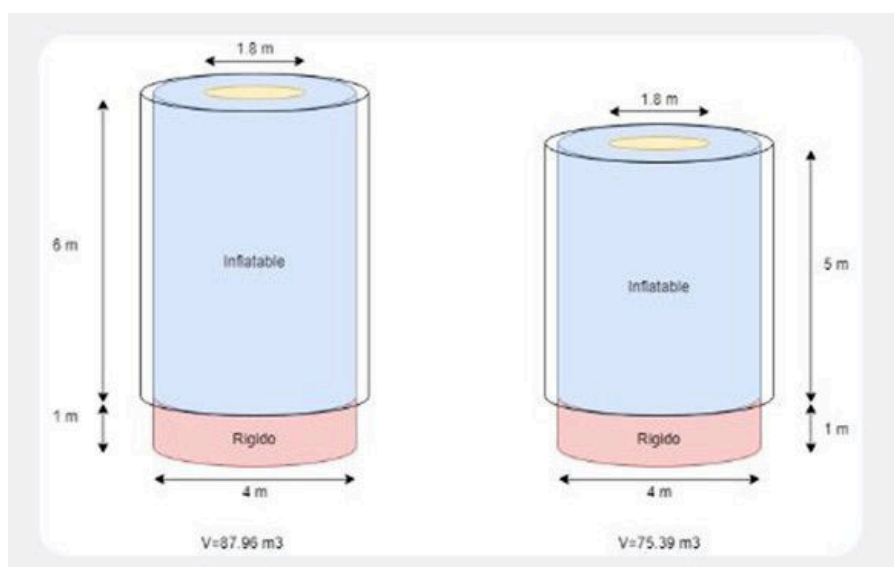


Figura 5.1: Due differenti configurazioni di struttura ibrida a confronto

Sono state confrontate due differenti configurazioni di struttura ibrida: la prima prevede una struttura gonfiabile di 6 m x 4 m associata ad una struttura rigida di 1 m x 4 m (14% del volume complessivo); la seconda prevede una struttura gonfiabile di 5 m x 4 m associata ad una struttura rigida di 1 m x 4 m (17% del volume complessivo). La configurazione scelta è la seconda, pertanto è stato necessario ridimensionare il *restraint* (inizialmente valutato su un'altezza di 6 m di Inflatable) modificando il numero di nastri posti lungo l'altezza. Si sono così ottenuti i seguenti risultati in condizioni nominali:

Il modulo rigido, invece, è essenzialmente costituito da uno strato di lega di alluminio, di gran lunga utilizzata in aerospazio per via delle ottime prestazioni e del basso peso circondato da degli strati protettivi. Essa rappresenta una soluzione di prima approssimazione che potrebbe essere sostituita da materiali compositi o pannelli sandwich che permettono di alleggerire ancora di più 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 si è dimensionato uno strato di Ergal che ha funzione contenitiva della pressione e degli sforzi come il *restrain* per il modulo gonfiabile.

La pressione agente è calcolata in $[MPa = N/mm^2]$: essa è moltiplicata per 4, fattore di sicurezza, e vale

$0.101325 \cdot 4 \text{ MPa}$.

Per la scelta del materiale si è ipotizzata una lega di alluminio fra quelle più utilizzate in campo aerospaziale:

- Gruppo 7000 (leghe Al – zinco e magnesio) dette *Ergal*: sono leghe molto utilizzate in campo aerospaziale, nelle applicazioni strutturali di forza e sono in grado di raggiungere le migliori caratteristiche meccaniche tra tutte le leghe di alluminio;
- Gruppo 2000 (leghe Al – rame) dette *Dural*: possono essere sottoposte al trattamento termico di indurimento per precipitazione in grado di migliorare le proprietà meccaniche di resistenza. Sono tra le più comuni leghe per uso aerospaziale, soprattutto dove è richiesta buona o ottima resistenza a fatica.

La tensione di snervamento di una lega di alluminio *Ergal* vale: $S_{ergal} = 45 \frac{kg}{mm^2} \rightarrow 441.45 \frac{N}{mm^2} = 441.45 \text{ MPa}$.

La tensione di snervamento di una lega di alluminio *Dural* vale: $S_{dural} = 30 \frac{kg}{mm^2} \rightarrow 294.3 \frac{N}{mm^2} = 294.3 \text{ MPa}$.

La decisione è ricaduta sull'*Ergal* che prevede tensione di snervamento maggiore e quindi fornisce spessori minori che implicano risparmio di volume e peso.

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:

$$t = \frac{P \cdot R}{S \cdot E - 0.6 \cdot P} \quad (5.1)$$

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

Si è calcolato lo spessore del guscio cilindrico: $t = 3.67 \text{ mm}$. 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 $V = 4.6243 \cdot 10^7 \text{ mm}^3$. Poiché la densità dell'*Ergal* vale $\rho = 2.88 \cdot 10^{-6} \frac{kg}{mm^3}$ si può calcolare la massa del cilindro rigido: $m = 133.18 \text{ kg}$.

Oltre allo strato di *Ergal* che costituisce la struttura interna del modulo rigido è necessario prendere in considerazione altri strati volti a proteggere il modulo contro i debris, le radiazioni e gli sbalzi di temperatura. Si propone la stratificazione analoga al modulo Columbus (fig.5.2) con un'aggiunta di strato interno in Kevlar di 5 cm per garantire una protezione radiativa superiore.

Per il problema dei detriti spaziali viene usata come soluzione dei pannelli Kevlar/Nextel mentre è necessaria una Multi-Layers Insulation Blanket volta a minimizzare gli scambi termici tra il modulo rigido e l'ambiente esterno in modo da proteggere la struttura e gli astronauti dagli elevati sbalzi termici. Tale strato è composto da 2 layers:

- Lo strato visibile esterno costituito da un foglio di Kapton rivestito in argento con proprietà di assorbimento ed emissione medie;
- Un'outer cover con il compito di proteggere dall'ossigeno atomico e dai raggi UV costituito da uno strato di Betacloth con minore assorbimento e proprietà di emissione più elevate.

Complessivamente quindi, il modulo rigido risulta così stratificato:

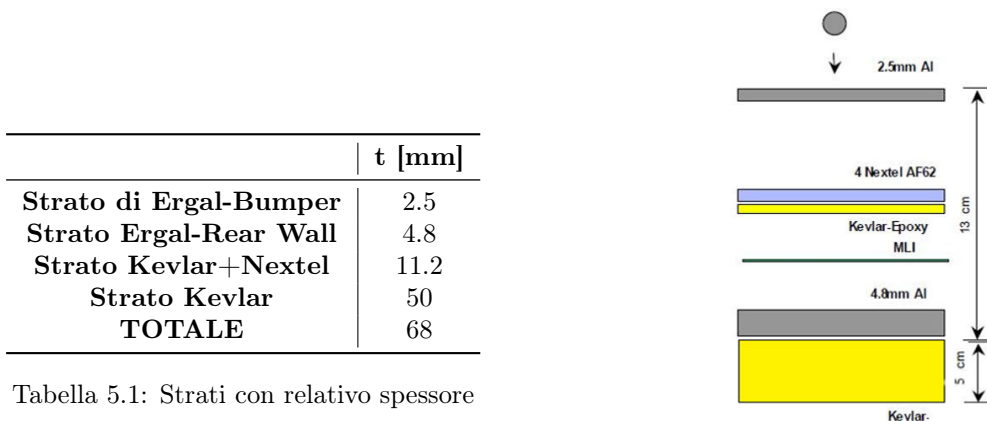


Tabella 5.1: Strati con relativo spessore

Figura 5.2: Configurazione proposta

Il volume interno utilizzabile per lo stivaggio dei vari arredamenti ha un raggio pari a 2000 mm (2 m) quindi un volume pari a 12.56 m^3 .

Nota la configurazione ibrida finale del modulo è necessario definire un'interfaccia di collegamento fra parte Inflatable e parte rigida.

Capitolo 6

Interfacce

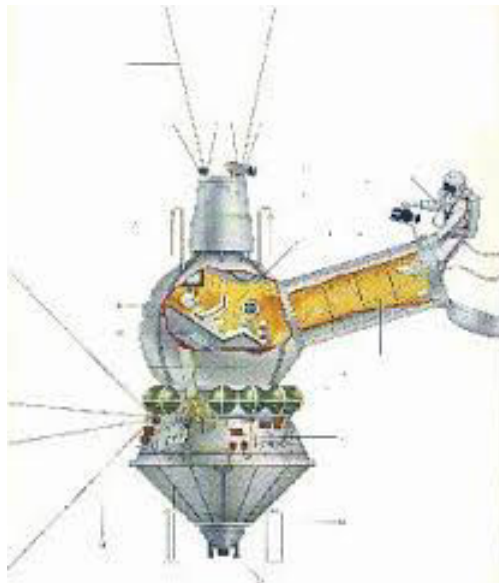
6.1 Interfaccia tra struttura rigida e struttura Inflatable

È necessaria la creazione di un'interfaccia tra parte rigida e parte Inflatable che consenta una tenuta stagna.

6.1.1 Soluzioni precedentemente adottate

Nel corso dell'esplorazione spaziale e non solo si è spesso fatto ricorso a sistemi Inflatable e quindi alla necessità di creare un collegamento stagno e sono state proposte diverse soluzioni. Nel seguito verranno elencate alcune delle più notevoli.

Voskhod 2 Nel 1965 per questa capsula è stato sviluppato un Inflatable airlock che permise ad un'astronauta di effettuare una space walk mentre gli altri due membri della crew rimanevano a bordo, senza la necessità di depressurizzare l'intera capsula.

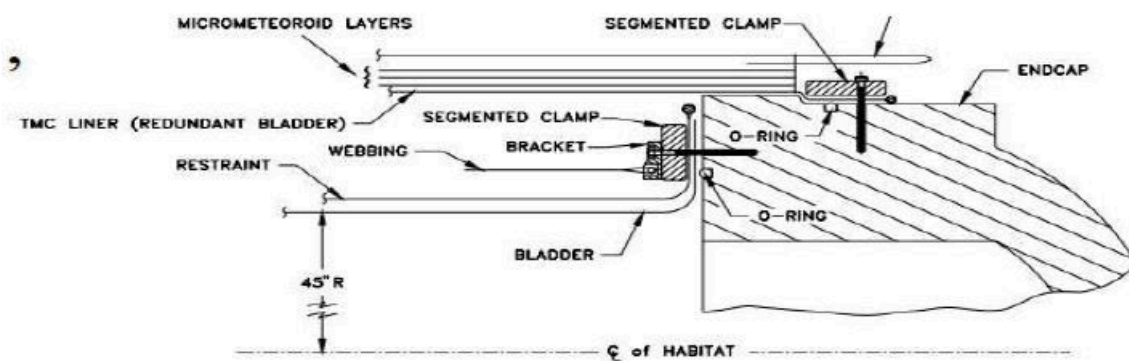


Skylab Airlock È stato sviluppato dalla NASA con lo scopo di creare un inflatable airlock per la stazione Skylab ma non fu mai realizzato.

ILC Collapsible Hyperbaric Chamber Sviluppata da IC DOVER con lo scopo di trattare possibili malattie da decompressione.

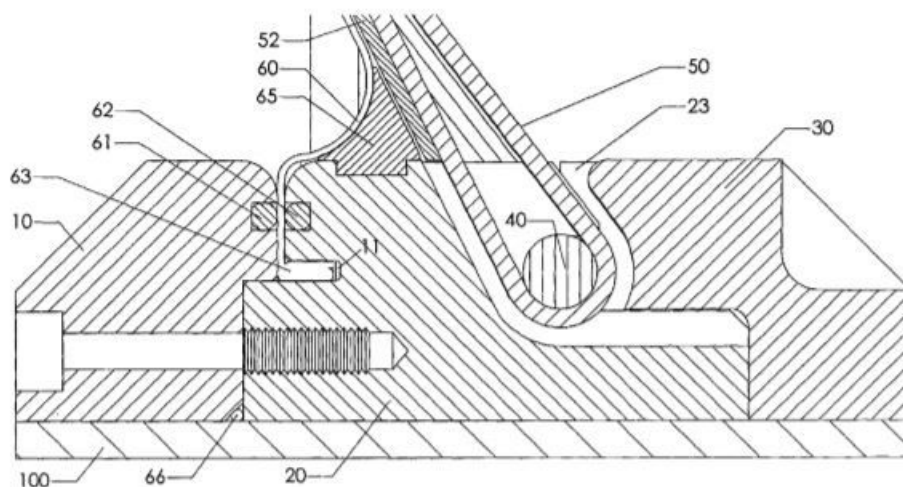


JSC Deployable Lunar Habitat Sviluppato sempre da IC DOVER nel 1996 come parte di un possibile modulo lunare che permettesse una missione di 6 giorni con 2 astronauti. Per il collegamento è utilizzata la seguente metodologia:



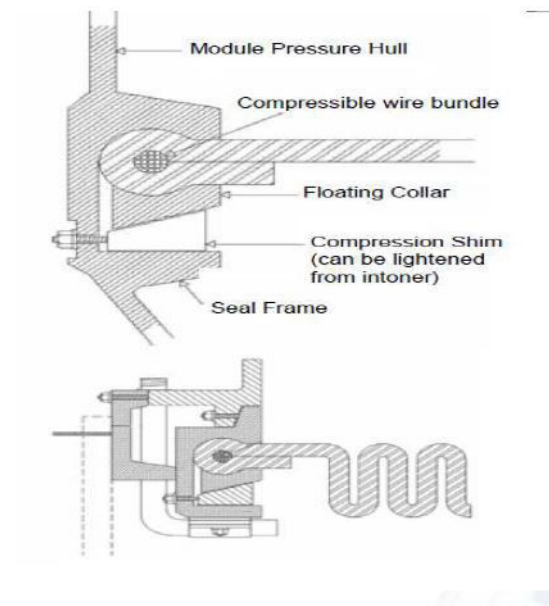
Il restraint è avvolto attorno ad un elemento cilindrico e il bladder è sigillato con flanghe e o-ring.

Bigelow Per il modulo presente sull'ISS si utilizza il seguente schema di montaggio:



Si utilizza una flangia che si fissa longitudinalmente e utilizza un doppio OR per la tenuta, mentre il bladder è tenuto in posizione grazie un ispessimento.

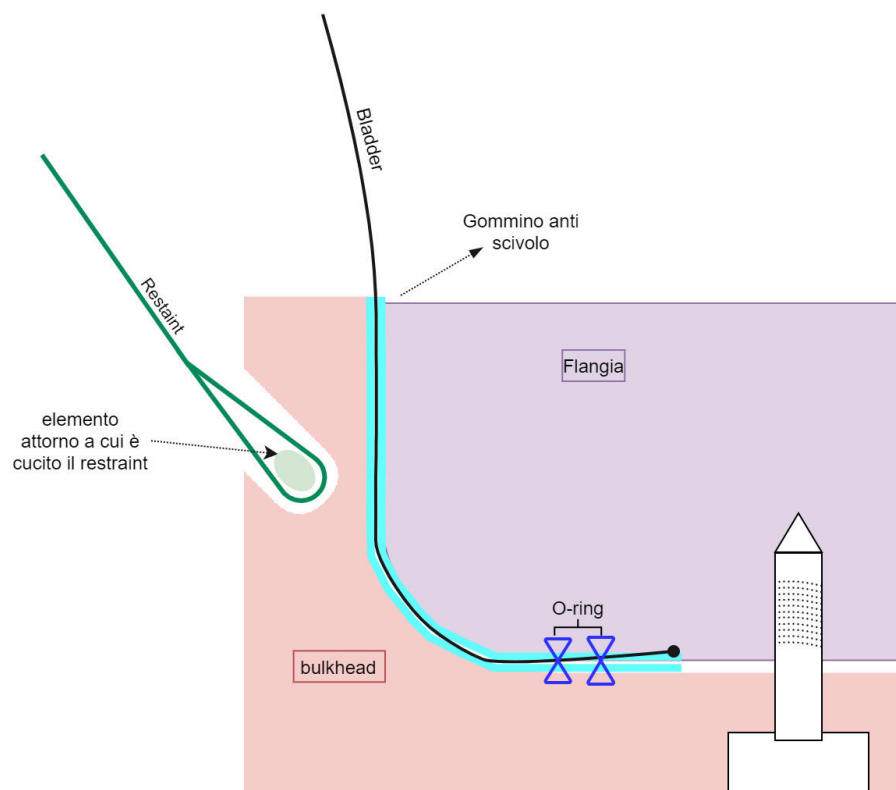
SICSA Aerospace Module Questa compagnia ha invece sviluppato un modulo di dimensioni considerevoli adatto per missioni di lunga durata.
 È utilizzato il seguente metodo:



Utilizza una flangia cuneiforme che preme un secondo elemento che realizza la tenuta.

6.1.2 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. Per i modelli in cui il bladder e il restraint sono indipendenti, gli attacchi dell'interfaccia dovrebbero essere indipendenti per evitare che il bladder venga caricato dallo strato di restraint.



Restraint layer Un'opzione è quella di progettare un anello di compressione attorno al quale lo strato di restraint si avvolgerebbe. 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/rullo 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. In particolare 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.

6.2 Cuciture tra shell

In questa sezione si presentano alcune possibili strategie di cucitura degli elementi del guscio della struttura Inflatable. Le cuciture, come tutte le discontinuità e le interfacce, rappresentano un punto critico quando soggette a carichi elevati, e vanno quindi approfondite. Vengono in particolare esposte 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 sottoponeva 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, mentre per le strutture spaziali metalliche si utilizzano solitamente dei fattori di sicurezza di $1.1 \div 1.5$.

Il primo metodo di test consiste in un test a trazione dei tessuti, bloccati alle estremità mediante dei morsetti, come riportato in figura.



Figura 6.1: Primo test adottato

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.

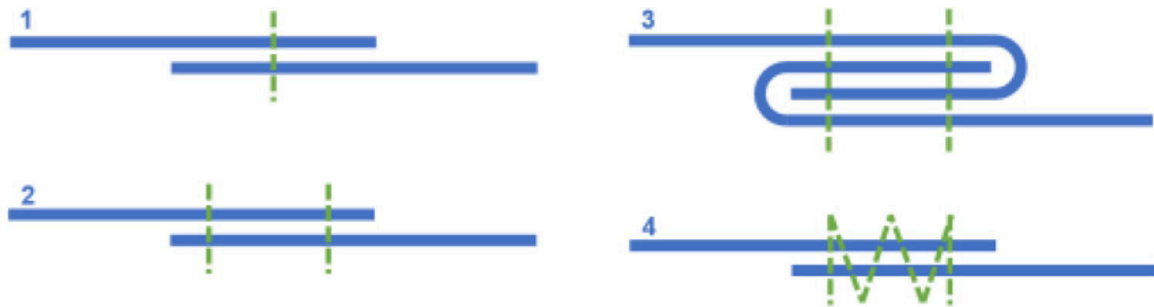


Figura 6.2: Tipologie di cucitura lap seam [1], repeat lap seam [2], fell seam [3], diamante [4]

Se tale effetto fosse eventualmente determinante si potrebbe implementare una modifica mediante una striscia di tessuto aggiuntiva, tra la cucitura e il tessuto semplice. In tal modo la discontinuità risulterebbe mitigata [5].

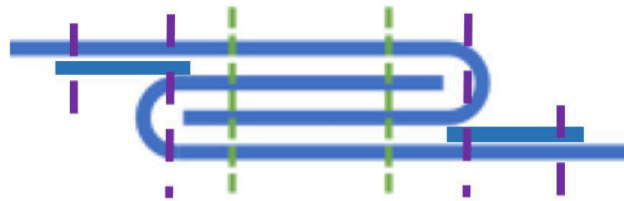


Figura 6.3: Cucitura fell seam con rinforzo per ridurre discontinuità

Un'ulteriore possibilità è data dalla cucitura a diamante [4]. Tale modalità è sicuramente migliorativa rispetto alla [2] ma il tempo e il costo di produzione aumentano notevolmente, essendo necessari 6 linee di cucitura a zig-zag.

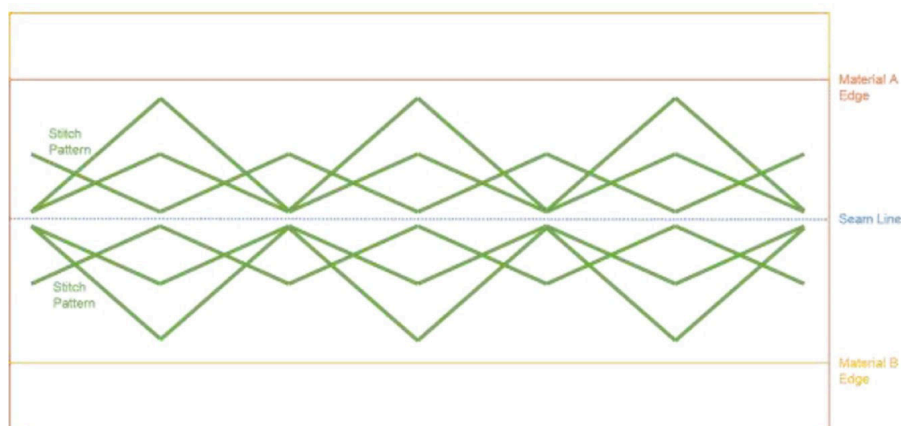


Figura 6.4: Dettaglio cucitura a diamante

Alcune modalità di cedimento per le diverse cuciture sono riportate in figura. In particolare nel caso [3] si nota che la cucitura rimane praticamente intatta ed è il tessuto a cedere, a causa della discontinuità precedentemente illustrata.

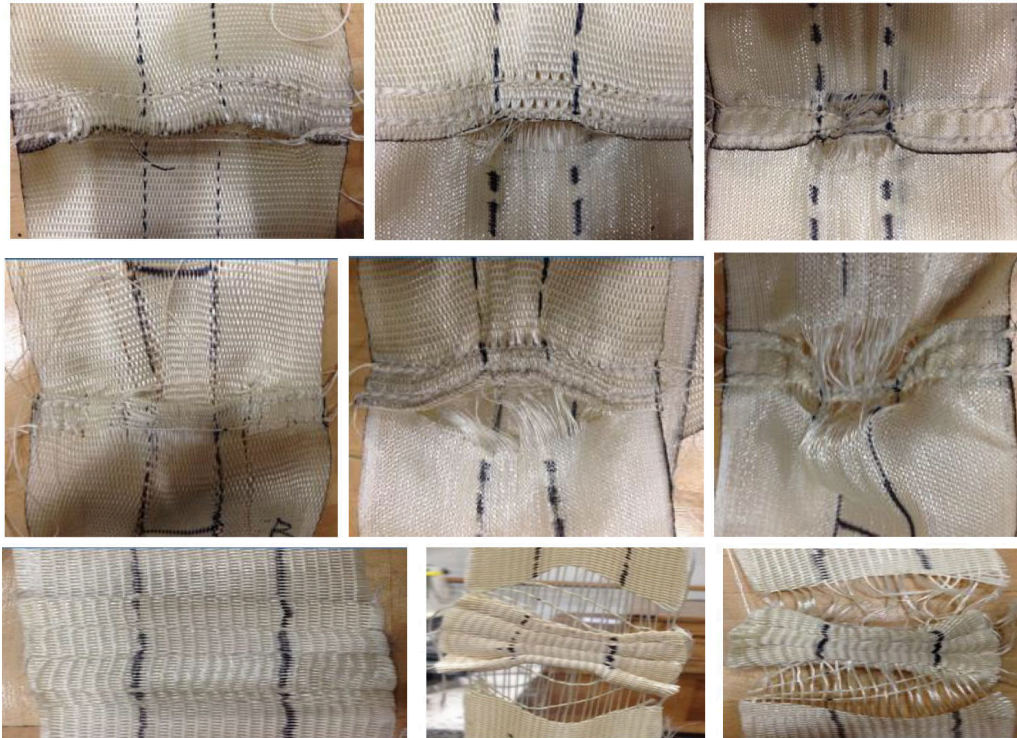


Figura 6.5: Esempi di cedimento lungo le cuciture: la prima riga evidenzia cedimenti della cucitura repeat lap seam [2] con rottura a carico della cucitura stessa; la seconda riga presenta rotture della cucitura fell seam [3] con cedimento lungo la discontinuità; la terza riga cedimenti della cucitura fell seam rinforzata [3b]

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.

Per migliorare le prestazioni sono state sviluppate altre idee. Si progetta una cucitura [3] con circa 64 mm di sovrapposizione con tre linee di cucitura nei circa 38 mm centrali [3b]. Tuttavia tale proposta [3b] risulta cedere a valori inferiori rispetto alla [3]. Una possibile causa si individua nel fatto che nella [3b] il tessuto è stato tagliato a mano, mentre nella [3] era stato tagliato mediante laser. Il taglio con laser, oltre che più preciso, permette un rinforzo del lembo di tessuto fondendo leggermente l'estremità e poi indurendosi.

I tristi risultati ottenuti nei test precedenti risultano sufficienti a soddisfare il 19% del requisito di 2500 lb necessarie. A questo punto vengono testate altre combinazioni di cuciture per trovare risultati più soddisfacenti.

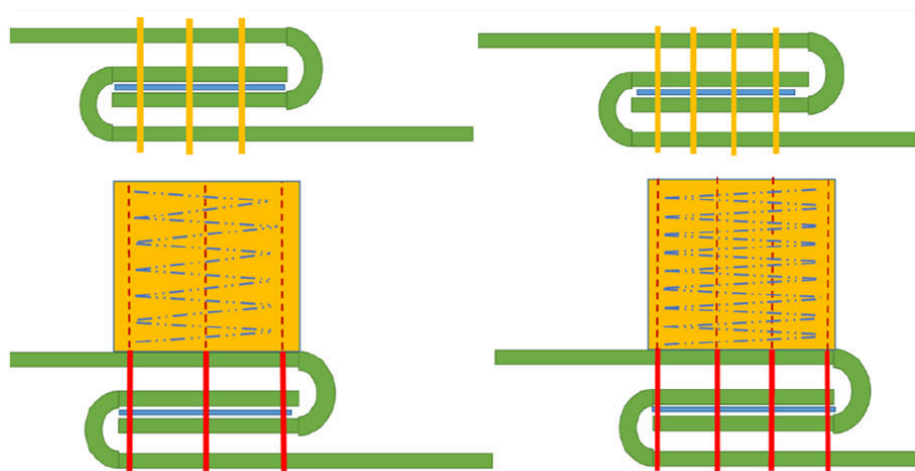


Figura 6.6: (In alto a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti o stiches (in alto a destra) Fell seam con riempitivo e quattro file di punti o stiches (in basso a sinistra) Fell seam con riempitivo e tre file di punti (o stiches) e cucitura zigzag in alto (in basso a destra) Fell seam con riempimento e quattro file di punti e punto zigzag in cima

Ciascuna delle quattro configurazioni di giunzione presenta una giuntura ribassata. La motivazione per scartare le prime due cuciture, le fell seam con tre file o quattro file di punti, proviene da una precedente serie di test che utilizza questo stesso tipo di cucitura con due file di punti. È improbabile che l'81% del carico necessario potesse essere recuperato semplicemente aumentando le file di cuciture del 50% o del 100%. Per questo motivo le prime due figure in alto vengono scartate.

L'altra modifica apportata a queste cuciture è l'utilizzo di uno stucco o riempimento. Il materiale di riempimento è indicato nella figura precedente con la barra blu continua orizzontale. Sono stati selezionati tre tipi di materiali di riempimento per essere testati e confrontati. Il primo materiale di riempimento è una fettuccia di nylon, il secondo è un materiale a trama bilanciata realizzato in Nomex e il terzo materiale è un materiale a trama fitta in Dacron. La logica per le due configurazioni di cucitura inferiori è che anche con l'aggiunta del riempitivo e le file di cuciture aumentate, molto probabilmente sarebbe necessaria una forza aggiuntiva che potrebbe essere fornita utilizzando un punto a zigzag sopra le file dritte di cuciture.

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. Questo può essere paragonato alla maggiore resistenza che può avere una corda rispetto ad una singola fibra.

Le due configurazioni inferiori nella figura sono state testate per vedere se l'aggiunta di una quarta fila di punti abbinata a un punto a zigzag garantisce l'aumento del costo di produzione rispetto all'esecuzione di tre file di punti e un punto a zigzag sopra. Sono stati realizzati due campioni per ciascuna configurazione di giunzione in coppia con i tre tipi di riempitivo. Quando si confrontano le tre linee di punti con le quattro linee di punti per ogni materiale, è possibile notare come tutti i materiali mostrano una maggiore resistenza aumentando a quattro le file di punti.

La figura successiva è uno schema del tipo di provino di cucitura utilizzato per prevenire guasti del materiale indotti dal dispositivo di prova e un'immagine di un diverso tipo di dispositivo di carico che non fa presa sul materiale. Poiché il materiale non viene afferrato, niente può distruggere il tessuto. I cerchi nella parte superiore e inferiore dello schema rappresentano il perno di carico attorno al quale è avvolto il provino. Ciò richiede che il campione abbia due cuciture identiche su ciascun lato per unire i due materiali su ciascuna estremità libera. Il risultato è stato una forma circolare che è più simile alla sezione del cilindro della camera di equilibrio che ha una cucitura su ciascun lato della regione equatoriale.

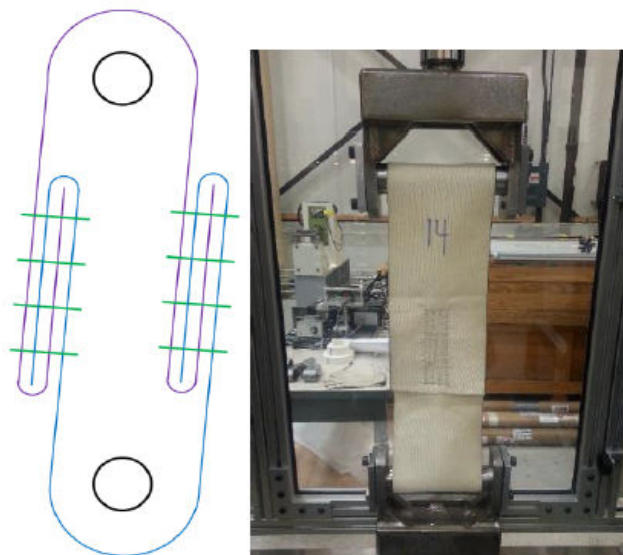


Figura 6.7: Schema del campione di prova ad anello dalla vista laterale e frontale prima del test

Dopo aver completato una serie di test su provini si procede alla costruzione del primo prototipo per visualizzare efficacemente i risultati ottenuti. La sezione a cupola subisce meno sollecitazioni rispetto alla sezione a cilindro a causa del carico notevolmente alleviato dalle corde meridionali. Ciò significa che l'efficienza della giunzione è probabilmente più critica nel materiale del cilindro che nel materiale della cupola.

Se confrontate con la resistenza media del materiale della cupola di 494 libbre per pollice, le configurazioni di giunzione B-Final, C-Final e D-Final hanno rispettivamente un'efficienza di giunzione del 29%, 78% e 87%. Le resistenze della cucitura della configurazione finale sono notevolmente ridotte rispetto ai loro valori prima che la distanza di sovrapposizione della cucitura fosse ridotta.

Questa riduzione di 428, 703 e 670 libbre per pollice a 141, 383 e 431 libbre per pollice per le configurazioni B, C e D possono essere parzialmente attribuite al fatto che la sovrapposizione della cucitura è stata ridotta da cinque pollici a due pollici e due pollici e un quarto.

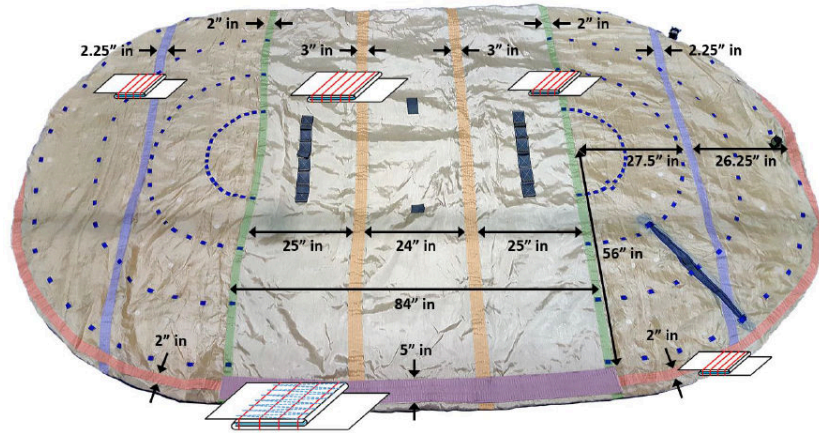


Figura 6.8: Schema complessivo cuciture

Capitolo 7

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.

7.1 Boom Packing Methods

La scelta del metodo di impacchettamento stabilisce con quanta compattezza sia possibile stivare la struttura in fase di lancio, caratteristica quantificabile sia attraverso la *packing efficiency*, volume relativo frazionario della configurazione impacchettata, sia attraverso il *deployment ratio*, lunghezza del boom dispiegato rispetto alla lunghezza da impacchettato. Importanti ai fini della progettazione risultano anche la ventabilità dell'aria residua, la quantità di energia immagazzinata nella struttura in configurazione impacchettata e le caratteristiche di dispiegamento.

7.1.1 Coiling and Wrapping

Metodo di stivaggio comune che consiste nell'appiattire la struttura sgonfiata, per poi arrotolarla attorno ad una bobina o ad un fulcro. Si tratta di un metodo semplice, efficace e compatto per l'imballaggio, dato il numero di pieghe residue, e permette il controllo su un eventuale dispiegamento inatteso grazie all'applicazione di strisce in velcro. Tuttavia il metodo soffre di scarsa ventilazione del gas residuo, difficoltà di connessione con altri componenti e problematiche in fase di dispiegamento.

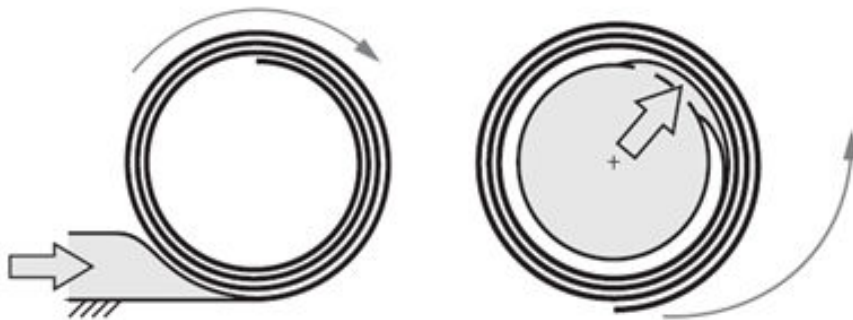


Figura 7.1: Coiling and Wrapping method

7.1.2 Z-folding

Un altro metodo di stivaggio consiste nell'utilizzo di schemi di piegatura. Il modello più semplice è la piega a Z, nota anche come zigzag o piega a fisarmonica. Essa prevede che la struttura venga prima appiattita e poi piegata avanti e indietro ad intervalli regolari. La natura discreta della piegatura crea una struttura discontinua in cui il flusso d'aria è limitato tra le sezioni. Sostituendo la singola piega con un numero di pieghe aggiuntive, si ottengono una pressione di gonfiaggio ed una distribuzione più uniformi, a scapito però di una maggiore complessità della piegatura ed una ridotta efficienza di impacchettamento.

7.1.3 Origami Folding

La tecnica Origami (nome derivante dall'antica arte giapponese di piegatura della carta) ha ricevuto notevole interesse nell'ambito della matematica e dell'ingegneria, trovando impiego in molte applicazioni innovative come: strutture sandwich, pannelli solari dispiegabili e dispositivi di sicurezza automobilistica. In questa tecnica 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.

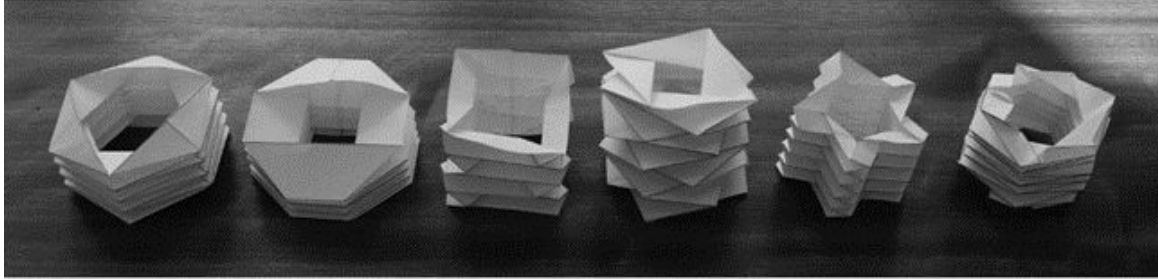


Figura 7.2: Origami Folding method

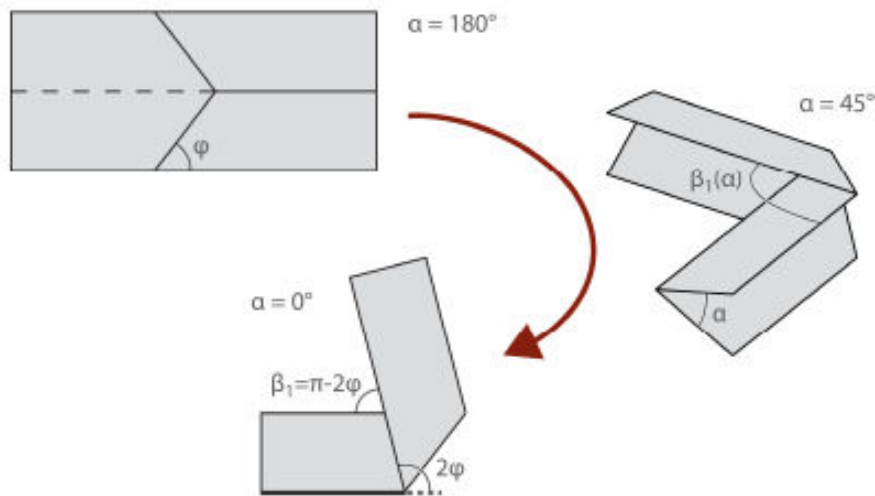
Reverse fold La piega inversa è l'elemento base del modello origami cilindrico. Essa consiste in quattro linee di piega congiungenti in un vertice: due pieghe sono collineari, le altre due sono distanziate da un angolo ϕ . Il ripiegamento ha così un grado di libertà, ed il moto di ripiegamento può essere 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:

$$\beta_1 = \pi - 2 \arctan \left(\cos \frac{\alpha}{2} \cdot \tan \phi \right). \quad (7.1)$$

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:

$$\beta_2 = \pi - 2 \arctan \left(\cos \frac{\alpha}{2} \cdot \tan \phi_1 \right) + 2 \arctan \left(\cos \frac{\alpha}{2} \cdot \tan \phi_2 \right). \quad (7.2)$$

Double-reverse fold Un numero elevato di linee di ripiegamento coincidenti nel vertice causa però una deformazione locale crescente del materiale, e quindi un crescente rischio di strappi e forature. Per questo motivo, si considera un solo *double-reverse fold*. Esso, in uno schema di ripiegamento tassellato, limita a sei il numero di pieghe che si incontrano in un vertice.



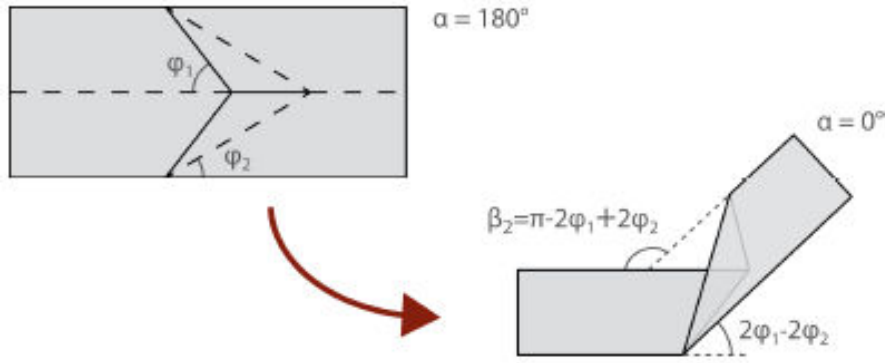


Figura 7.3: Reverse fold demonstration

Closure condition Il boom ripiegato con lo schema di piegatura scelto ha una simmetria n volte rotazionale, con n numero di pieghe, pertanto, la condizione di chiusura cilindrica risulta:

$$\beta_2 = \frac{n-2}{n} \cdot \pi. \quad (7.3)$$

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 :

$$\phi_1 - \phi_2 = \frac{\pi}{n}. \quad (7.4)$$

L'angolo $\phi_1 \in [\frac{\pi}{n}; \frac{\pi}{2}]$ 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 .

Geometric variations Tra gli schemi di piegatura più utilizzati vi sono:

Triangulated pattern Tutte le sfaccettature all'interno delle pieghe sono triangoli uguali. Dati n e ϕ_1 , l'altezza normalizzata $\frac{H}{R}$ di un singolo strato è data dalla relazione:

$$\frac{H}{R} = \frac{2\pi}{n} \cdot \frac{\tan \phi_1 \cdot \tan \phi_2}{\tan \phi_1 - \tan \phi_2}. \quad (7.5)$$

Curved Miura Riduce il numero di linee di piegatura su ogni vertice introducendo una spaziatura tra le diverse pieghe. Il maggior numero di pieghe aumenta però lo stress accumulato dalla struttura. La geometria dello schema di piegatura è determinata attraverso il rapporto $\frac{H}{R}$ ricavato dall'espressione:

$$\frac{d_1}{R} = \frac{\pi}{n} - \frac{1}{2} \frac{H}{R} \cdot \frac{\tan \phi_1 - \tan \phi_2}{\tan \phi_1 \cdot \tan \phi_2}, \quad (7.6)$$

dove,

$$\frac{d_2}{R} = \frac{2\pi}{n} - \frac{d_1}{R}. \quad (7.7)$$

7.2 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:

$$\frac{\sum F}{L} = 2\pi \frac{R}{H} + n \frac{\sin \phi_1 + \sin \phi_2}{\sin \phi_1 \cdot \sin \phi_2}, \quad (7.8)$$

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:

$$\frac{H}{R} = \left[0; \frac{2\pi}{n} \cdot \frac{\tan \phi_1 + \tan \phi_2}{\tan \phi_1 \cdot \tan \phi_2} \right]. \quad (7.9)$$

Tutti i ripiegamenti sono effettuati a 180 gradi nella configurazione impacchettata, così che l'energia di deformazione possa essere considerata proporzionale alla lunghezza totale di ripiegamento. Questa è poi successivamente normalizzata con la lunghezza di dispiegamento del boom al fine di fornire una grandezza adimensionale.

Come precedentemente accennato, l'elemento base del pattern di ripiegamento cilindrico descritto è il *reverse fold*. In particolare, in questo studio ci si concentra su un pattern di ripiegamento con un *double-reverse fold* formante una sezione trasversale chiusa. Si evita di combinare ulteriori reverse fold poichè il numero crescente di linee di ripiegamento coincidenti nel vertice causerebbe le problematiche sopra citate. Secondo questo schema di ripiegamento l'angolo $\phi_1 \in [\frac{\pi}{n}; \frac{\pi}{2}]$ risulta, come visto, un parametro libero di design, ed in questo modo ϕ_2 si ricava dalla formula inversa avendo noto il numero di pieghe n .

D'altro canto, la lunghezza totale di ripiegamento, per una data combinazione di ϕ_1 e $\frac{H}{R}$, è dipendente dal numero di lati n del modello di impacchettamento. Si dimostra dunque che per le diverse coppie $(\phi_1, \frac{H}{R})$ è possibile individuare il valore di n tale da rendere minima l'energia di deformazione accumulata.

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

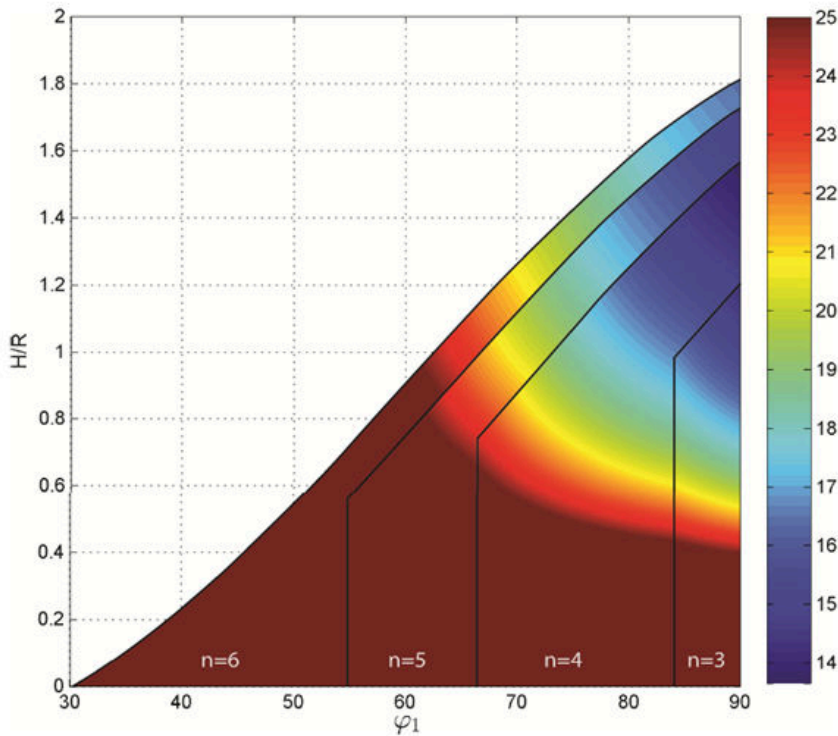


Figura 7.4: Stored Strain Energy

Si può constatare come per piccoli valori di ϕ_1 un numero maggiore di lati di impacchettamento n implica una lunghezza totale di ripiegamento più bassa. Tuttavia, anche per grandi valori di ϕ_1 si preferisce un numero di lati più piccolo rispetto al valore a cui si potrebbe arrivare. È anche importante notare che la lunghezza totale di ripiegamento, e di conseguenza l'energia di deformazione che approssima, è indipendente dal raggio del cilindro R . Questo significa che la densità dell'energia di deformazione incrementerà con un raggio del boom decrescente.

In ogni caso i valori di $\frac{\sum F}{L} > 35$, conducendo ad un'energia immagazzinata troppo alta, vengono omessi, anche graficamente, poichè 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.

7.3 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:

INPUT	
ϕ_1 [deg]	75
n	5
OUTPUT	
H [m]	1.871
Strain Energy Parameter	19
Lunghezza Asta ϕ_1 [m]	2.616
Lunghezza Asta ϕ_2 [m]	3.234

Tabella 7.1: Parametri ottenuti con il *Rigid-Origami*

In un sistema di riferimento tridimensionale è inoltre possibile visualizzare il dispiegamento della struttura al variare dell'angolo di chiusura tra 0° e 180° :

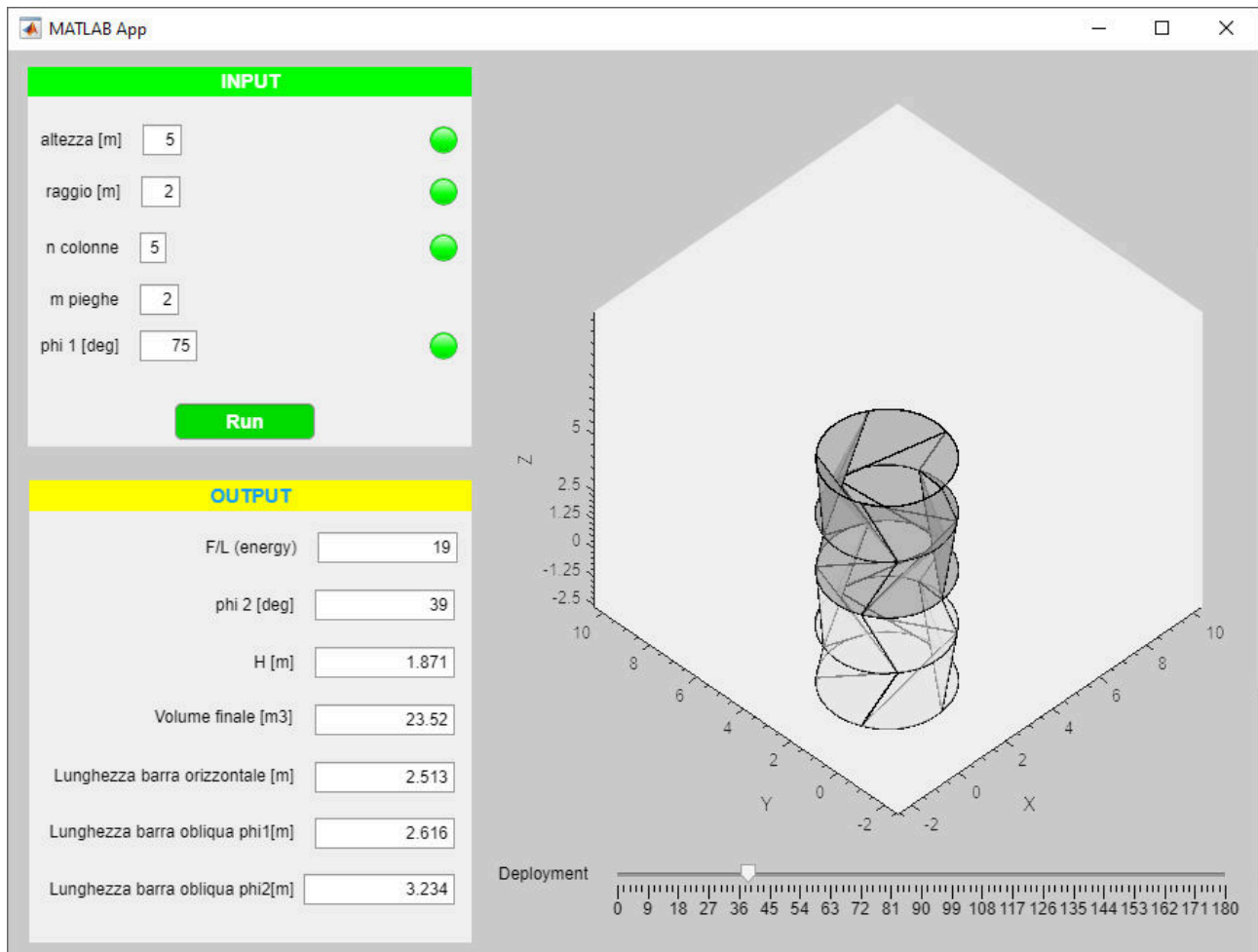


Figura 7.5: Applicazione MATLAB per ripiegamento a origami (struttura dispiegata)

Capitolo 8

Dimensionamento aste usate per il dispiegamento

8.1 Geometria

Su *Patran* è stata disegnata la struttura ripiegata attraverso l'utilizzo di curve che simulano le aste.

Sul piano $x-y$ e $z = 0$ si ha la circonferenza che andrà ad attaccarsi alla struttura rigida, mentre la circonferenza al valore massimo di z è quella che supporta la porta di docking.

E' stata disegnata solo la parte delle aste e non struttura rigida + aste perché la versione studenti di *Patran* permette di fare una mesh di solo 2500 elementi, e le geometrie sono state divise per ottenere analisi migliori.

8.2 Mesh

È stata fatta una mesh sulle curve delle aste per unità di lunghezza, si ha un punto della mesh ogni 100 *mm* di curva. In questo modo tutti gli elementi hanno la stessa dimensione indipendentemente dall'asta in cui si trovano. Solo nei punti dove si incrociano le aste si possono trovare dei punti di mesh più fitti a causa della costruzione geometrica della mesh. Questi punti non sono stati eliminati perché modellizzano meglio la struttura in quei punti che possono essere critici. In totale la mesh ha 1916 elementi.

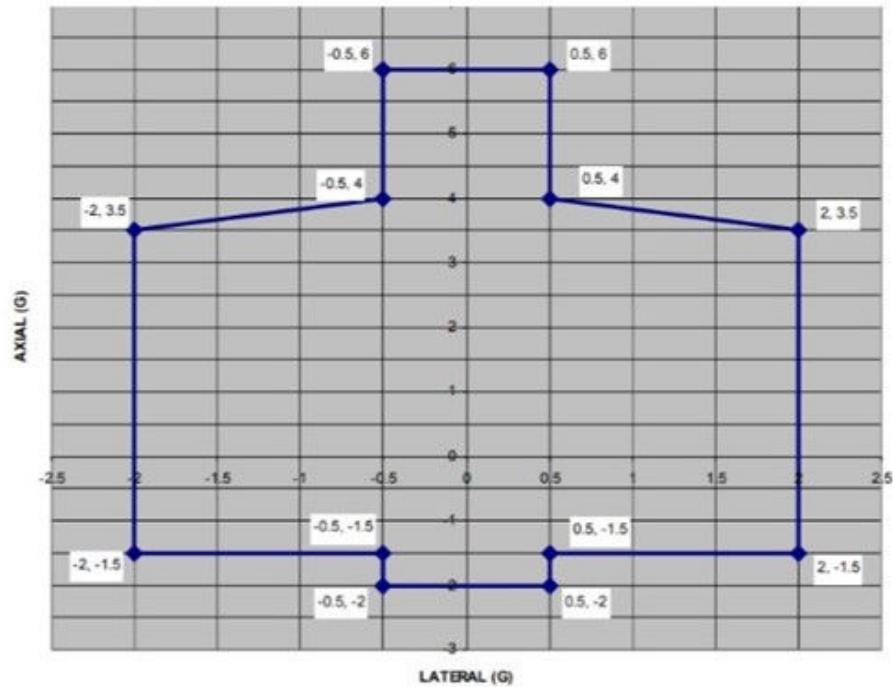
8.3 Vincoli

Inizialmente era stato messo il vincolo di incastro solo sulla circonferenza inferiore, quella a contatto con la struttura rigida. A causa della forza applicata e della geometria era presente un errore sull'**f06** durante l'analisi statica, poiché il programma non riusciva a calcolare la matrice delle rigidezze K (dato che risultavano troppo basse o quasi inesistenti). Attraverso lo studio delle frequenze proprie del sistema (analisi 103) si è scoperto che queste erano quasi zero; Studiando i grafici su *Patran* delle frequenze proprie si è capito che la struttura aveva grossi spostamenti lungo l'asse z e le rigidezze del materiale non riuscivano a sostenere i carichi. Quindi è stato opportuno aggiungere dei vincoli. Si è optato per incastrare la struttura lungo tutta la circonferenza superiore, ma non bastando si sono aggiunti dei vincoli nei punti di incastro tra le aste e le circonferenze vincolando 3 punti (pari a una lunghezza di 30 *cm*). In questo modo è stato possibile effettuare l'analisi.

8.4 Carichi

I carichi sono stati considerati statici durante il lancio, che sono i massimi carichi a cui è soggetta la struttura, dato che durante il dispiegamento si ha la strain energy che aiuta la struttura a dispiegarsi senza dover applicare eccessive forze.

Quelli presentati nella figura successiva sono i carichi statici a cui sono sottoposte le strutture lanciate con Falcon 9. Sono stati presi i 2 punti dove la struttura è più sollecitata. Sull'asse laterale sono stati presi i punti positivi, poiché la struttura è simmetrica non cambia applicare il carico positivo o negativo, i risultati sarebbero uguali.



Quindi i carichi sono stati sottoposti alla struttura come inerzie moltiplicando i G del grafico con l'accelerazione di gravità e esprimendo quest'ultima in mm . In questo modo si hanno 2 condizioni di carico:

- Il vettore $\langle 4905 \ 4905 \ -58860 \rangle$ nella condizione di $6G$ verticali e $0.5G$ laterali;
- Il vettore $\langle 19620 \ 19620 \ -34335 \rangle$ nella condizione di $3.5G$ verticali e $2G$ laterali.

I carichi inerziali vengono applicati automaticamente a tutta la struttura.

8.5 Proprietà

Le curve sono state modellizzate con elementi *BEAM* nello spazio, in grado di supportare tagli, momenti e sforzi normali. Il vettore di orientamento della barra è $\langle 1 \ 0 \ 0 \rangle$.

8.6 Materiali

I materiali analizzati sono quelli scelti per le strutture rigide presentati nelle seguenti figure:

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

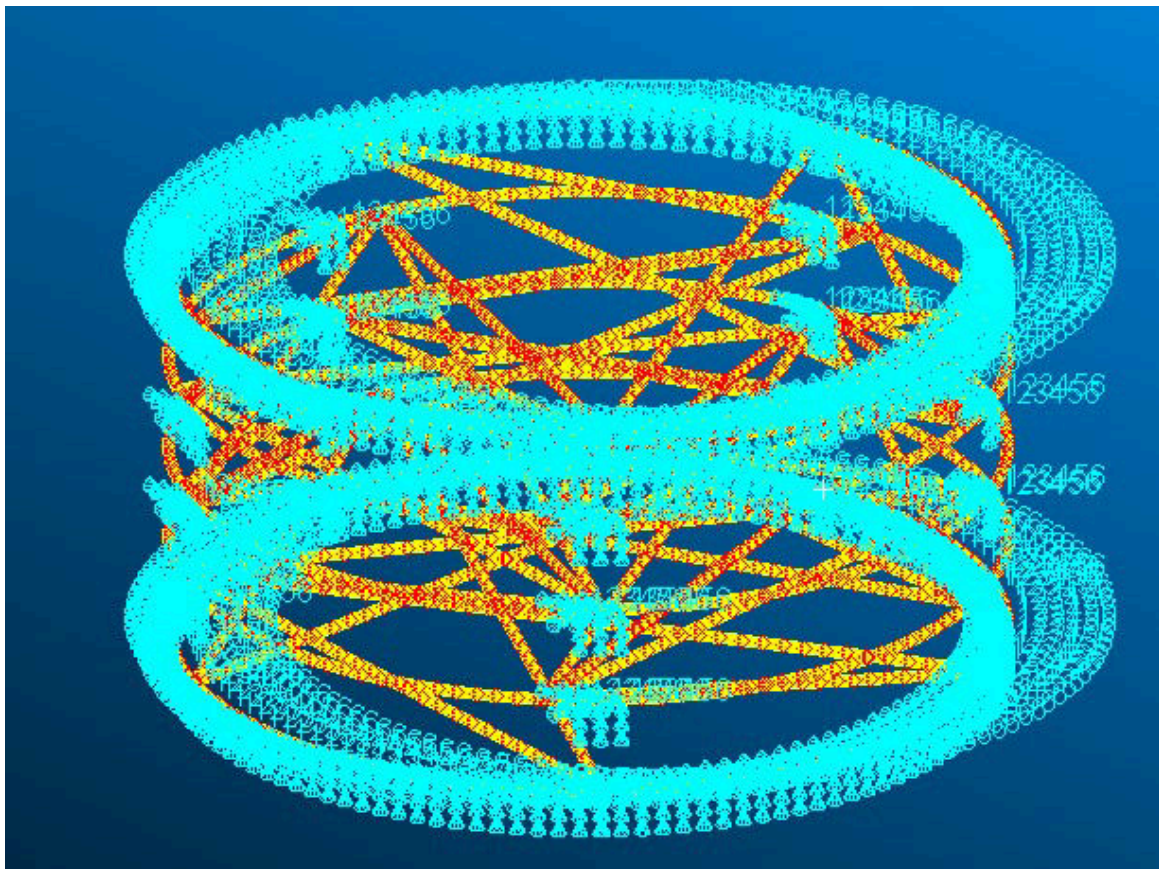
Sono state fatte varie analisi con vari tipi di sezioni della trave e vari spessori.

8.7 Analisi effettuate e post-processing

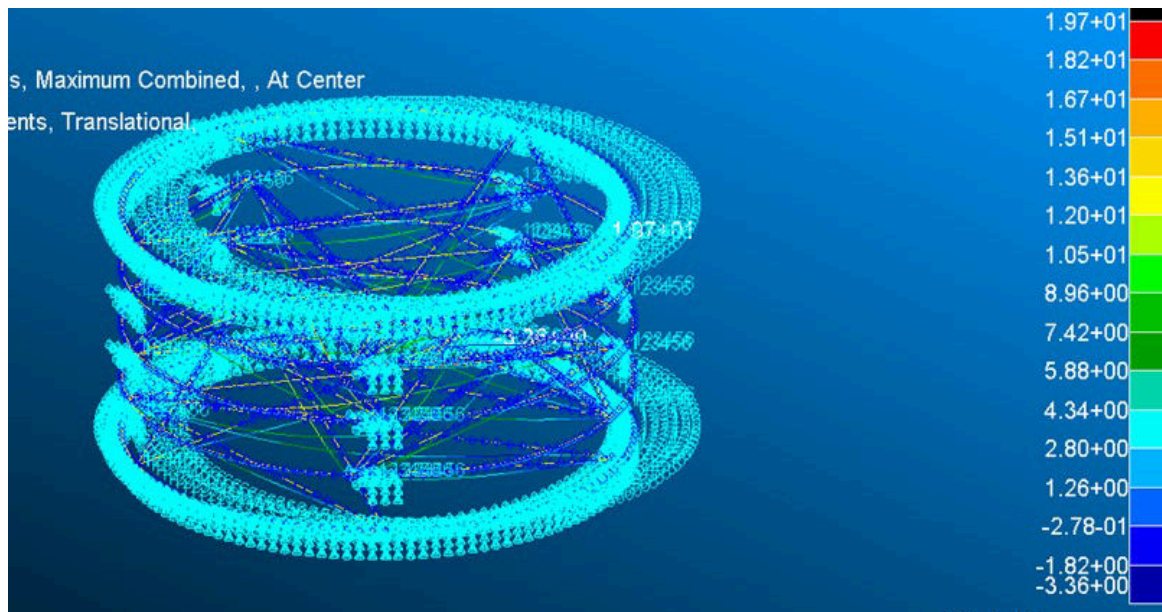
Sono state fatte varie iterazioni coi vari materiali per poter capire quale configurazione di aste fosse la migliore da utilizzare. L'asta che permette di avere buone prestazioni ottimizzando il peso ha una sezione circolare in parete sottile con un raggio R_2 interno e un raggio R_1 esterno.

Determinato questo, sono stati cambiati i vari raggi per ottenere diametri e spessori diversi, sempre con l'obiettivo di ottimizzare il peso si è cercato di diminuire lo spessore delle aste e il raggio. Quest'ultimo non può essere ridotto più di tanto, poiché se diventa troppo piccolo rispetto allo spessore dello shield diventa impossibile ripiegare la struttura. Lo spessore dello shield durante il lancio è di circa 9 cm. Di conseguenza ci si è concentrati a studiare le aste per valori compresi tra 20 e 30 mm, in modo da avere dei diametri in un intervallo di 4 – 6 cm. Quindi leggermente inferiori allo spessore dello shield però garantiscono il ripiegamento in modo corretto. Per valori superiori si ottengono aste troppo grandi, quindi peso inutile, e per valori inferiori non si garantisce l'efficacia del ripiegamento.

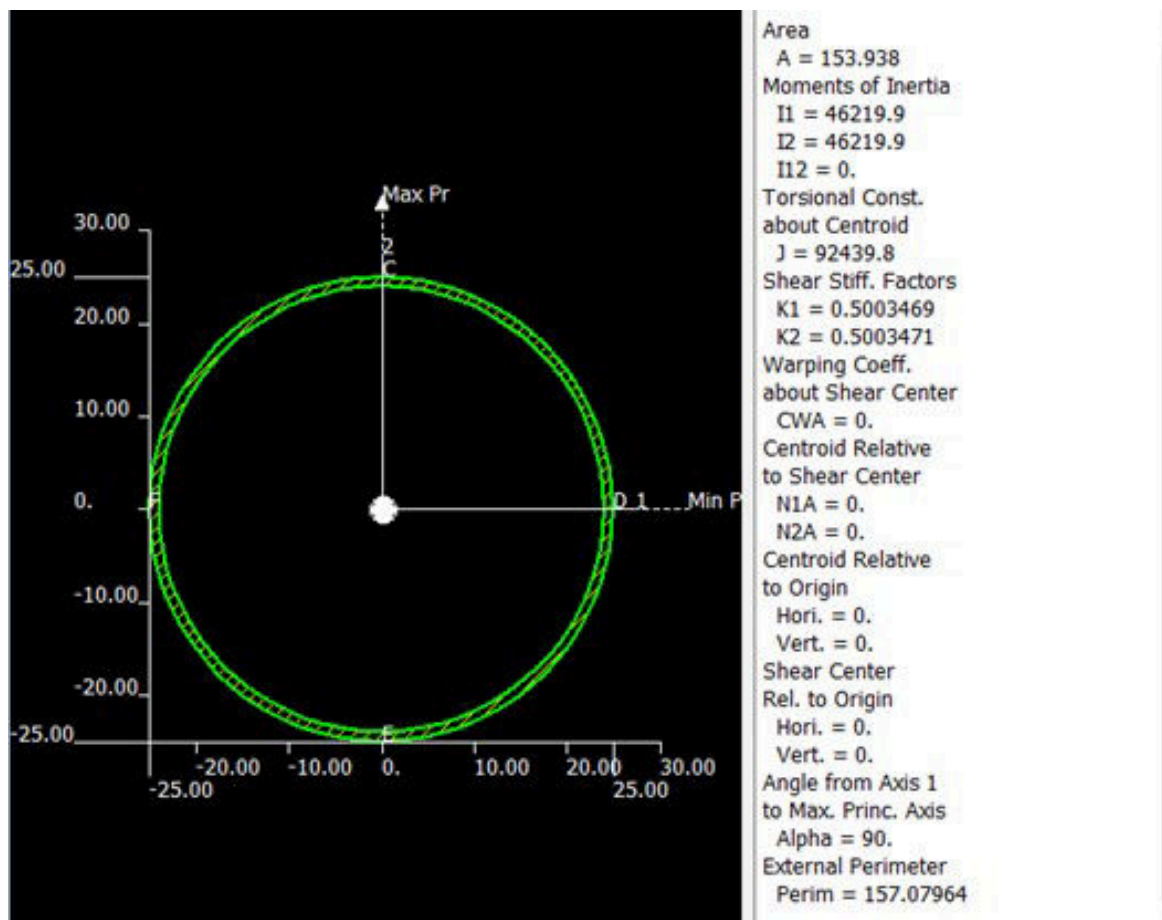
Avendo materiali diversi e configurazioni differenti di sezione delle aste sono state fatte varie analisi per vedere ognuna a che risultati porta.



Nella figura è possibile vedere l'intera struttura vincolata con le aste cave in parete sottile e nel punto di origine è applicato il carico inerziale. Con varie configurazioni di sezione e materiale è possibile ottenere il valore degli stress a cui è sottoposta l'asta. Sotto viene rappresentata l'immagine di una delle configurazioni deformata dal carico.



La barra laterale indica gli stress a cui è soggetta la struttura in *MPa*, invece sulla struttura è possibile vedere la deformata (a causa delle molte aste è difficile capire quale si deforma di più e quale di meno). Facendo diverse iterazioni per le varie configurazioni si è scelto di optare per delle aste con un raggio interno (R_2) di 24 mm e un raggio esterno di 25 mm . Quindi si ha uno spessore di 1 mm e un diametro di 5 cm . Questa configurazione è il miglior compromesso tra ottimizzazione del peso, facilità di ripiegamento e gli stress a cui è soggetta la struttura sono molto bassi.



Patran permette di avere tutte le informazioni sulla sezione scelta e il grafico di essa.

Ora risulta necessario capire quale materiale risulta ottimale per la struttura. Sono stati analizzati tutti i materiali sopra-elencati in modo da valutare tutti i casi possibili. Gli MMC *Al-Si-Fe* risultano più sollecitati

rispetto ai materiali *Al-Be*. Questo perché la struttura è soggetta ad un carico inerziale, quindi si inserisce l'accelerazione e attraverso la densità il programma calcola la massa per ottenere la forza da applicare alla struttura. Il primo tipo di materiale ha una densità di 2.9 kg/m^3 , invece la seconda categoria ha densità pari a 2.07 kg/m^3 . Entrambi i materiali hanno proprietà meccaniche simili, I moduli di Young non variano di molto e anche i coefficienti di Poisson. Di conseguenza gli *MMC Al-Be* sono meno sollecitati e più leggeri. Per ovvie ragioni si è optato per scegliere questi materiali.

I 3 materiali (*AlBeCast 910*, *AlBeCast 920* e *AlBeMet 162*) hanno prestazioni simili. Sono stati cercati su *GRANTA EDUPACK*, programma presente su Vlaib Polito per avere informazioni più precise e dettagliate come il prezzo e processo produttivo. L'unico materiale trovato è l'*AlBeMet 162* 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 che diviso per il *SF* di 1.5 si può avere un massimo stress di 184 MPa . Quindi la struttura è ampiamente al di sotto dei valori limiti di un ordine di grandezza.

Successivamente si forniscono tutti i valori del materiale selezionato.

Composition overview

Compositional summary ⓘ

Be60-64 / Al36-40				
Material family	ⓘ	Metal (non-ferrous)		
Base material	ⓘ	Be (Beryllium)		

Composition detail (metals, ceramics and glasses)

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

Price

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

Physical properties

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

Mechanical properties

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

[Parameters:](#) Temperature = 23°C

Capitolo 9

Ambiente interno

9.1 Descrizione generale

Il modulo dovrà ospitare tre astronauti per un lungo periodo di tempo, permettendo loro di svolgere attività lavorativa, dunque è necessario considerare la presenza di zone per dormire, ristoro e laboratori.

Dalla descrizione geometrica del modulo è possibile ottenere le dimensioni da cui si parte per il dimensionamento interno, in particolare si è considerato un'altezza di 5 metri e un diametro di 4 metri e, in aggiunta, un volume fisso che è disponibile per l'imbarco del cargo, di 4 m di diametro e 1 di altezza.

La zona abitabile è individuata da tutto il volume della struttura dispiegata che, successivamente alla messa in orbita, verrà riempita con tutte le strutture interne, piani di separazione e strumenti necessari alla vita degli astronauti, che durante il lancio sono riposti nella sezione rigida cargo.

Si sottolinea che il modulo sarà 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 saranno gestiti dalla ISS. Per quanto riguarda la divisione degli spazi, si è ipotizzata una divisione su due piani con divisioni settoriali su ogni piano, come nel modello proposto per TransHab (figura 9.1). Inoltre, si costruisce un corridoio interno per permettere gli spostamenti tra i vari 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

Per quanto riguarda lo storage, si prevede l'uso di scaffali di dimensioni standard e quindi l'utilizzo di (International Standard Payload Rack) (figura 9.2), 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.

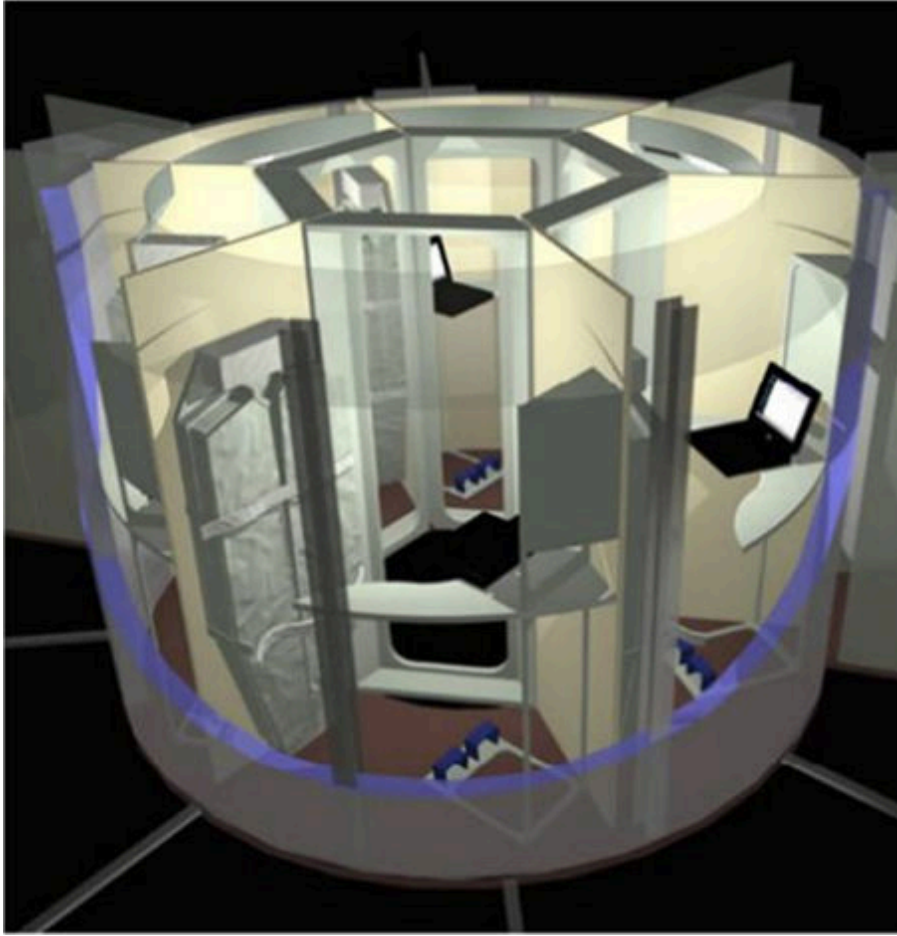


Figura 9.1: Transhab crew quarters

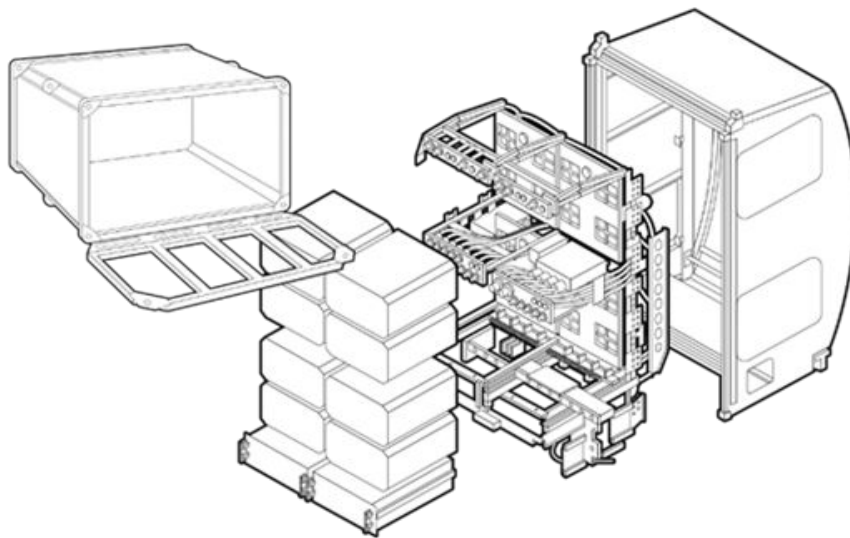


Figura 9.2: International Standard Payload Rack

9.2 Configurazioni dei piani

9.2.1 Possibilità valutate

Crew quarters

Al fine di cercare una configurazione ottimale, si sono ideate diverse disposizioni che prevedano le aree descritte precedentemente. Per lo studio dello spazio adibito alla zona notte, si è variato l'angolo dei settori 'letto' e si è prevista la possibilità d'installazione di un bagno.

- Figura 9.3a: suddivisione settori 'letto' di 120 gradi
- Figura 9.3b: suddivisione settori 'letto' a 100 gradi e bagno di 60 gradi

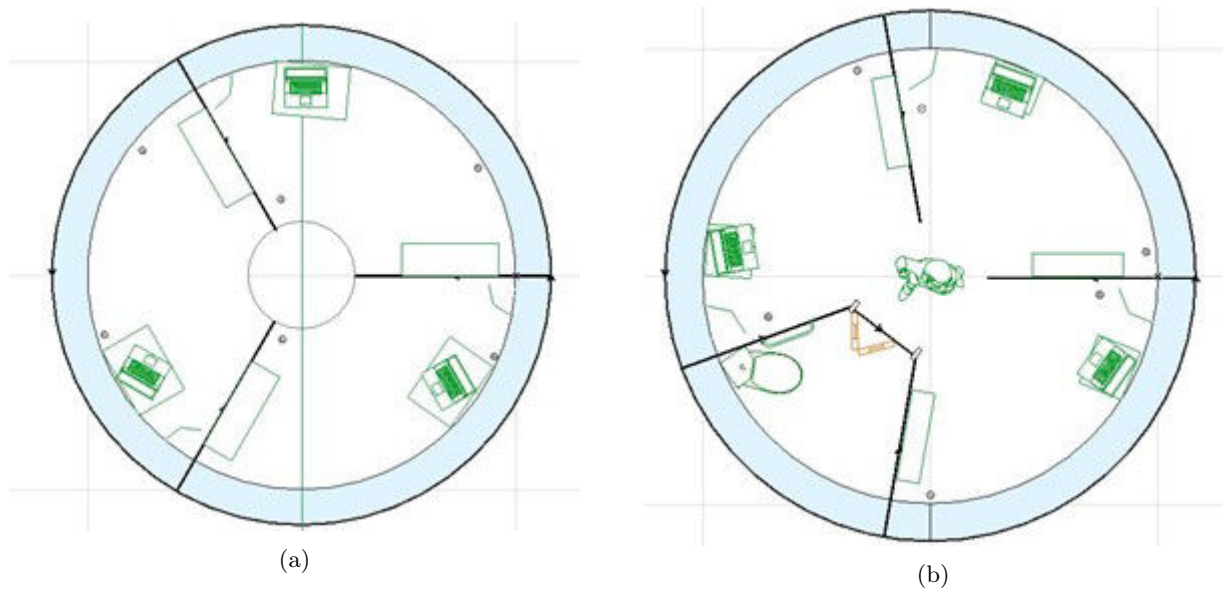


Figura 9.3: Opzioni per il primo piano

Piano laboratori e ristoro

Per il piano superiore si è analizzata la suddivisione dello spazio tra laboratorio e zona ristoro ed eventualmente l'installazione del bagno in questo livello invece che a quello inferiore oltre a uno spazio adibito all'allenamento.

- Figura 9.4a: suddivisione in due laboratori di 90 gradi e zona ristoro di 180 gradi
- Figura 9.4b: suddivisione in due laboratori di 90 gradi e zona ristoro di 180 gradi con aggiunta del bagno
- Figura 9.4c: zona laboratorio unica ridotta, zona ristoro con aggiunta del bagno, zona palestra
- Figura 9.4d: zona laboratorio unica, zona ristoro con aggiunta del bagno
- Figura 9.4e: zona laboratorio unica, zona ristoro

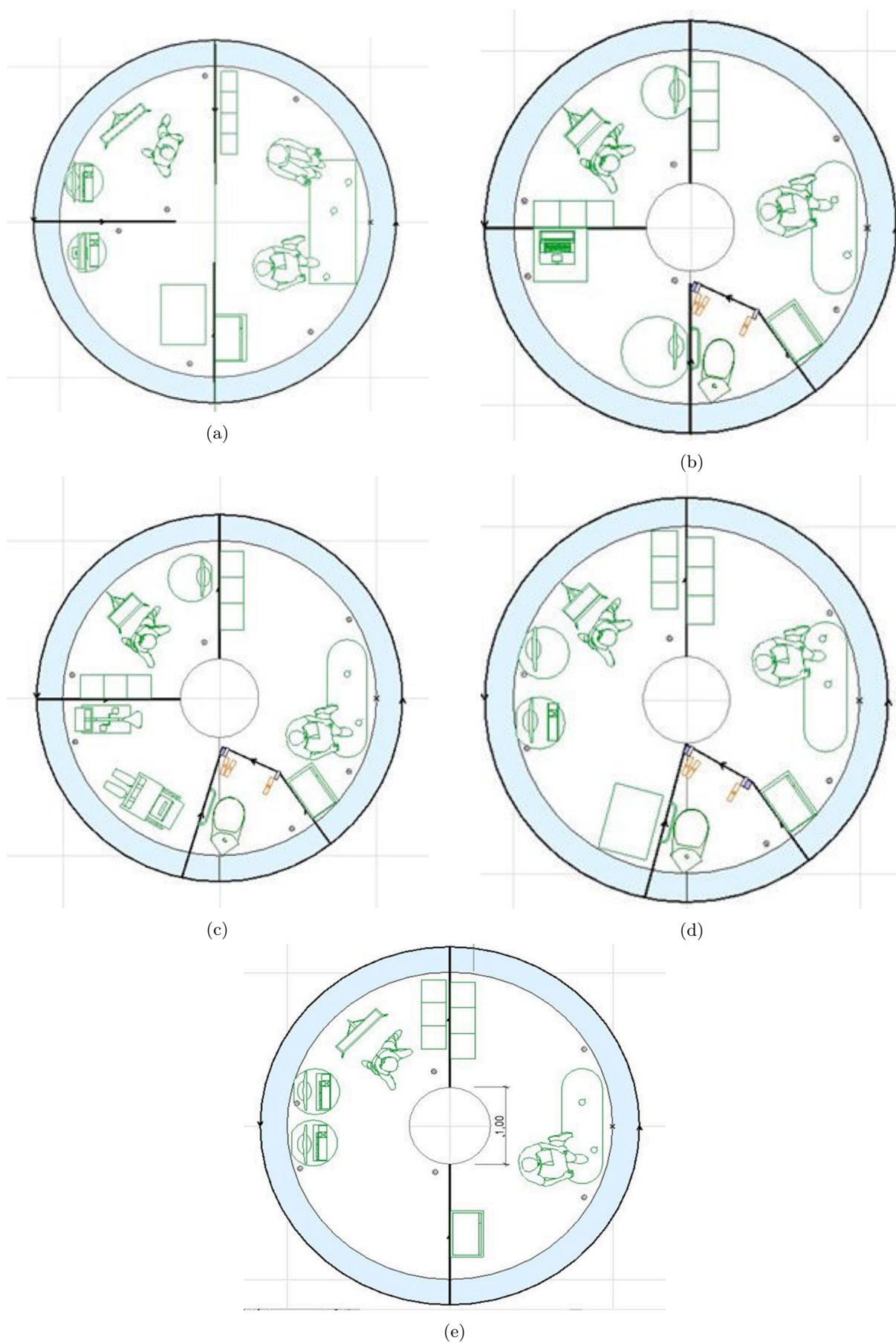


Figura 9.4: Opzioni per il secondo piano

9.2.2 Configurazione scelta

Valutando le possibili combinazioni si è scelta la seguente suddivisione (figura 9.5):

- Piano inferiore: 3 settori 'letto' da 100 gradi con aggiunta del bagno di 60 gradi
- Piano superiore: zona ristoro da 180 gradi e unico laboratorio da 180 gradi

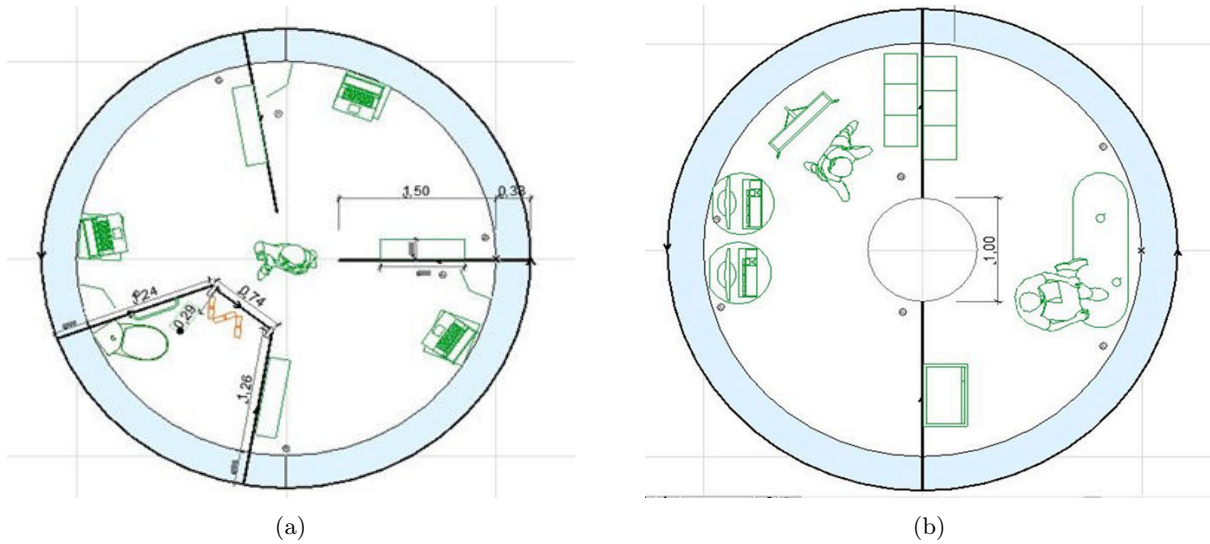


Figura 9.5: Configurazione scelta

Riportando gli effettivi ingombri dei Rack, la configurazione prescelta appare approssimativamente come mostrato in figura 9.6a e 9.6b:

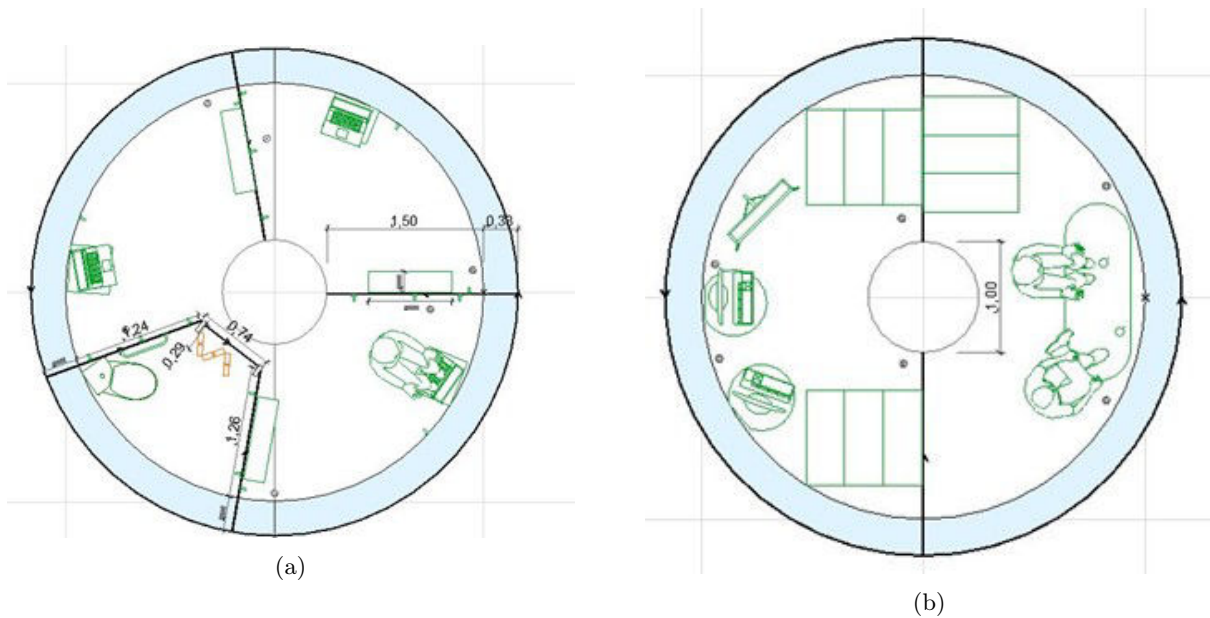


Figura 9.6: Configurazione scelta con ingombro rack

9.3 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 9.1: 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:

$$m_{cargo} = 1962 \text{ kg} \quad (9.1)$$

$$V_{cargo} = 6.39 \text{ m}^3 \quad (9.2)$$

Capitolo 10

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 un peso complessivo 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 10.1: 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 peso. Il lanciatore scelto è il Falcon 9: esso può portare fino a 13.5 tonnellate in LEO. Nonostante il valore finale di peso sia maggiore, esso non comporta problematiche a livello di cargo: il margine è ancora molto alto considerando che al peso attualmente valutato è possibile sia necessario ancora aggiungere alcuni sottosistemi e cablaggi necessari alla vita.

In figura 10.1 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 gli arredi poi sistemati nell'Inflatable una volta dispiegato.

Le principali difficoltà riscontrate durante la progettazione del modulo spaziale sono state la ridotta disponibilità di documentazione e la quasi completa assenza di moduli Inflatable che ospitano astronauti lanciati e operativi. Sebbene da un lato i vantaggi di questa struttura siano enormi a livello di peso 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.

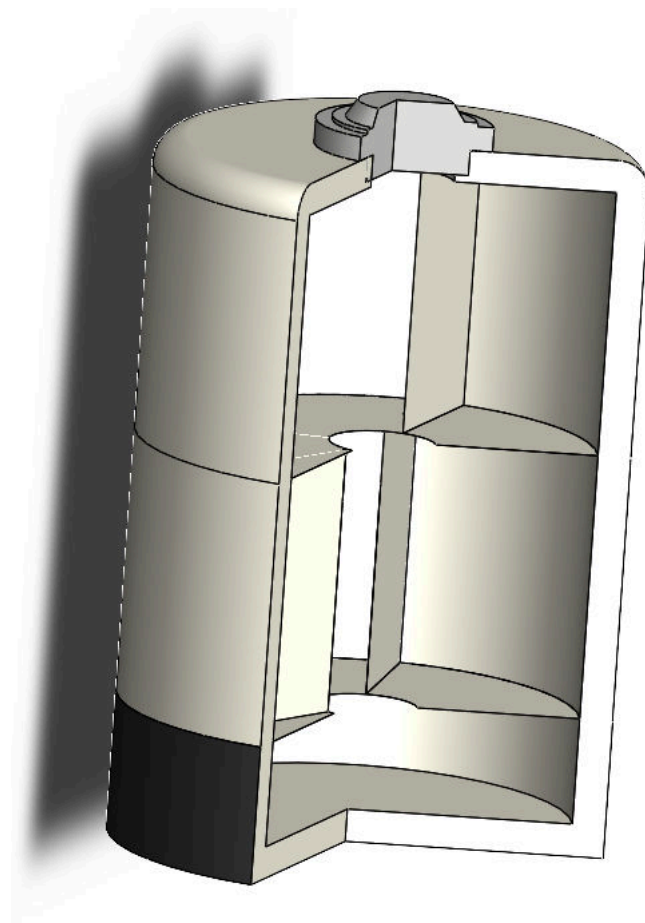


Figura 10.1: CAD Modulo Ibrido

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 Zaonte, *Performances of Kevlar and Polyethylene as radiation shielding on-board the International Space Station in high latitude radiation environment*
- [36] Ryan B. Norman, Martha Clowdsley, 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 PProcessing of Experiments to Space Station (EXPRESS) Rack Payloads Interface Definition Document*, International Space Station Program
- [43] E. L. Christiansen, J.H. Kerr, H.M. de la Fuente, and W.C. Schneider (1999), *Flexible and Deployable Meteoroid/Debris Shielding for Spacecraft*, International Journal of Impact Engineering, Vol. 23.
- [44] "METEOROID/DEBRIS SHIELDING, Eric L. Christiansen, NASA Johnson Space Center, Houston, Texas"