

POLITECNICO DI TORINO

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

TESI DI LAUREA MAGISTRALE



**Politecnico
di Torino**

Design di Moduli Spaziali Gonfiabili Mediante l'Integrazione di Materiali Flessibili Classici e Strutture Auxetiche

Relatore:

PROF. ENRICO ZAPPINO
PROF. ALFONSO PAGANI

Candidato:

MAURO DI CEGLIE

ANNO ACCADEMICO 2025–2026

Indice

1	introduzione	2
2	Revisione e Definizione	6
2.1	Funzioni e tipologie di moduli abitabili	6
2.2	Requisiti strutturali	7
2.3	Requisiti ambientali e di controllo termico	8
2.4	Requisiti ergonomici e fattori umani	8
2.5	Requisiti operativi e di integrazione di sistema	9
2.6	Sicurezza, affidabilità e tolleranza ai guasti	9
2.7	1 Moduli rigidi e moduli gonfiabili: confronto dei requisiti	9
3	Stato dell'arte dei moduli spaziali gonfiabili	11
3.1	Introduzione ai moduli gonfiabili	11
3.2	Il concetto TransHab: un habitat gonfiabile per missioni di lunga durata	12
3.2.1	Contesto e obiettivi del programma	12
3.2.2	Architettura generale: nucleo rigido e guscio gonfiabile	12
3.2.3	Struttura multistrato del guscio	13
3.2.4	Layout interno e funzionalità abitative	14
3.2.5	Campagne di test e risultati	14
3.3	Il modulo BEAM: il primo gonfiabile operativo sulla ISS	15
3.3.1	Origine del progetto e obiettivi	15
3.4	Caratteristiche geometriche e parametri principali	15
3.4.1	Struttura del guscio e materiali impiegati	15
3.4.2	Installazione sulla ISS e operazioni di gonfiaggio	16
3.4.3	Monitoraggio in orbita e primi risultati	17
3.5	Confronto tra TransHab e BEAM	17
3.6	Moduli gonfiabili nel contesto delle future architetture di habitat	18
3.7	Limiti attuali e spunti per ulteriori sviluppi	18

4	Materiali auxetici e bistabili	19
4.1	Materiali bistabili e metamateriali auxetici bistabili	21
4.1.1	Risposta meccanica e ruolo della geometria	22
4.1.2	Rilevanza per moduli gonfiabili e configurazioni di parete	23
4.2	Ipotesi di possibile impiego	24
5	Proprietà dei materiali e condizioni di carico dei moduli gonfiabili	25
5.1	Materiali impiegati nei moduli spaziali gonfiabili	25
5.2	Condizioni di carico e ambiente di riferimento	26
5.3	Sintesi dei dati acquisiti	29
6	Analisi numerica mediante Metodo degli Elementi Finiti (FEM)	30
6.1	Inquadramento e motivazioni	30
6.2	Principio del Metodo degli Elementi Finiti	30
6.3	Discretizzazione: nodi, elementi e gradi di libertà	31
6.4	Funzioni di forma e approssimazione del campo di spostamento	31
6.5	Deformazioni, tensioni e legge costitutiva	31
6.6	Assemblaggio della rigidità e soluzione	32
6.7	Condizioni al contorno: vincoli e carichi	32
6.8	Risultati tipici e interpretazione	32
6.9	Qualità della mesh e affidabilità	33
6.10	Motivazioni dell'utilizzo del FEM nel presente lavoro	33
6.11	Workflow generale adottato	33
7	Analisi dei modelli tramite FEM	35
7.1	Impostazione del modello e analisi della struttura	35
7.1.1	Porzione di struttura analizzata	35
7.1.2	Geometria parametrica e utilizzo della simmetria	36
7.1.3	Materiali e configurazioni studiate	36
7.1.4	Condizioni al contorno	37

7.1.5	Carico di pressurizzazione	38
7.1.6	Risultati richiesti e criteri di confronto	38
7.2	Configurazione A: pannello metallico pressurizzato	39
7.2.1	Obiettivo dell'analisi e grandezze di interesse	39
7.2.2	Geometria, carico e fattore di sicurezza	40
7.2.3	Modello teorico: cilindro sottile	40
7.2.4	Modello FEM (Patran/Nastran): impostazione e vincoli	41
7.2.5	Materiale (baseline FEM)	41
7.2.6	Vincoli imposti nel modello	41
7.2.7	Estrazione di $\sigma_{\theta\theta}$ dal FEM	42
7.2.8	Risultati e confronto teoria-FEM	42
7.2.9	Verifica a resistenza: scelta lega aerospace e margini	43
7.2.10	Criterio di accettazione	43
7.2.11	Analisi al variare del diametro	43
7.2.12	Confronto complessivo tra le configurazioni (diametri 3–5–7 m)	45
7.2.13	Confronto degli spostamenti al variare del diametro	45
7.2.14	Analisi di sensibilità: spessori e diametri	46
7.2.15	Selezione delle configurazioni ottime e analisi Massa-Diametro	47
7.3	Configurazione B: pannello in composito CFRP (carbon/epoxy)	49
7.3.1	Obiettivo della configurazione in composito	49
7.3.2	Materiale adottato e motivazioni della scelta	49
7.3.3	Caratteristiche del materiale e layup adottato	50
7.3.4	Criteri di failure per laminati compositi e Failure Index	51
7.3.5	Campagna di analisi eseguita	53
7.3.6	Output e criteri di confronto	54
7.3.7	Osservazioni finali e grafico	57
7.3.8	Confronto degli spostamenti	58
7.3.9	Analisi di sensibilità: spessori e diametri	60
7.3.10	Selezione delle configurazioni ottime e analisi Massa-Diametro	61

7.4	Configurazione C: bladder e <i>restrain layer</i> a nastri	62
7.4.1	Descrizione della soluzione e vantaggi attesi	62
7.4.2	Impostazione geometrica e ipotesi del modello FEM	63
7.4.3	Scelta dei materiali	64
7.4.4	Criteri di failure	64
7.4.5	Costruzione del laminato (5 plies simmetrici) e direzioni dei plies	66
7.4.6	Spessore equivalente dei plies	66
7.4.7	Trattazione analitica e calcolo delle tensioni nominali	67
7.4.8	Campagna delle analisi parametriche	68
7.4.9	Analisi di trade-off	70
7.4.10	Selezione dell'architettura e dimensionamento conservativo per la scalabilità	71
7.4.11	Confronto degli spostamenti	72
7.4.12	Confronto σ_θ massimo sul ply	73
7.4.13	Grafico massa-diametro	75
7.4.14	Analisi di sensibilità: configurazioni e diametri	75
7.4.15	Selezione delle configurazioni ottime e analisi Massa-Diametro .	76
7.4.16	Stima della Massa per il Sistema di Dispiegamento e Nucleo Rigido	77
7.5	Confronto complessivo massa–diametro tra le Configurazioni A, B e C .	78
7.6	Configurazione D: Struttura ibrida con strato esterno in metamateriale auxetico bistabile	81
7.6.1	Proprietà ed efficienza aerospaziale dell'auxetico bistabile	81
7.6.2	Metodologia di ottimizzazione topologica: la ricerca dell'Area Libera	82
7.6.3	Criteri di cedimento e limiti ammissibili	84
7.6.4	Analisi 1	85
7.6.5	Analisi 2	85
7.6.6	Stima della massa equivalente del modulo completo	87
7.6.7	Analisi 3	89
7.6.8	Analisi 4	90

7.6.9	Pre-analisi comparativa	93
7.6.10	Impostazione dell'analisi e ottimizzazione della Configurazione Ibrida (Nastri e Pattern Auxetico)	93
7.6.11	Analisi del pannello Nastri e Auxetico	95
7.6.12	Confronto Globale delle Configurazioni Strutturali	100
7.7	Studio della Configurazione Ibrida: Pannello in TPU/Kevlar con Auxetico schematizzato con pattern rettangolare	101
7.8	Confronto delle masse per le configurazioni a 5 metri	105
7.9	Analisi comparativa dei volumi in fase di lancio	107
8	Conclusioni	110
	Bibliografia	113

1 introduzione

L'esplorazione umana dello spazio sta attraversando una fase di trasformazione in cui abitabilità, logistica e sostenibilità diventano fattori progettuali determinanti. Le architetture basate su moduli pressurizzati hanno garantito per decenni la presenza umana in orbita (ISS), ma presentano limiti strutturali e operativi ben noti: masse troppo elevate, dimensioni vincolate dall'ogiva del lanciatore e costi crescenti al crescere del volume abitabile. In questo quadro, i moduli spaziali gonfiabili (o "expandable") si propongono come alternativa per aumentare l'efficienza volumetrica: si compattano al lancio e si espandono in orbita o in superficie, offrendo grandi volumi interni e consentendo soluzioni distributive e di schermatura che sarebbero difficili da progettare con le strutture rigide tradizionali. L'adozione di involucri multistrato consente inoltre di integrare funzioni di protezione termica, MMOD (micrometeoroidi e detriti orbitali) e isolamento all'interno della stessa parete, riducendo interfacce e complessità a bordo. Queste esigenze – leggerezza, resistenza, integrazione funzionale – sono riportati anche dagli studi ESA per habitat lunari, che evidenziano come i requisiti di missione e le condizioni ambientali (radiazione, polveri, termica estrema, operations) guidino la scelta di configurazioni ibride con nucleo rigido e guscio gonfiabile multistrato per massimizzare volume, adattabilità e protezione dell'equipaggio.

Sul piano storico-tecnologico, il programma TransHab della NASA ha rappresentato il primo punto di svolta: un modulo abitabile ibrido (core strutturale rigido in alluminio/composito e guscio esterno gonfiabile) concepito per missioni di lunga durata, capace di offrire oltre 300 m³ di volume pressurizzato con pressione interna a livello mare e distribuzione funzionale su quattro livelli (aree equipaggio, galley/wardroom, igiene ed esercizio, tunnel pressurizzato d'interfaccia). Il progetto ha dimostrato in scala reale la fattibilità di piegatura, impacchettamento, dispiegamento in vuoto e reinsufflaggio in camera termovuoto, superando inoltre prove idrostatiche fino a 4 atm su unità di sviluppo del guscio e validando interfacce critiche tra bladder e restraint layer. La campagna ha concluso che la tecnologia non è solo praticabile ma vantaggiosa rispetto ai moduli metallici per volume, integrazione funzionale e protezioni multilayer.

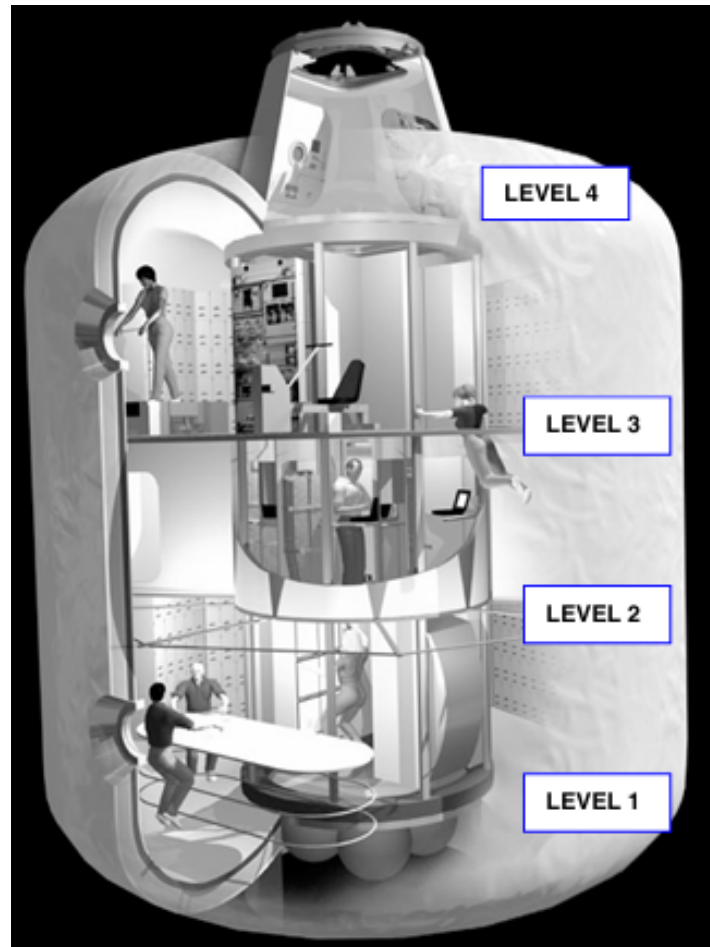


Figura 1: TransHab Internal View

L'eredità di TransHab ha aperto la strada a dimostratori in volo: per esempio, il BEAM (Bigelow Expandable Activity Module), installato sulla ISS nel 2016 come test di lunga durata. Questo modulo, con volume pressurizzato di circa 16 m^3 una volta espanso e massa di circa 1.360 kg , è stato pensato per validare in ambiente orbitale le prestazioni di un guscio morbido multistrato: risposta termica, radiazione, micro-perdite, eventi MMOD e invecchiamento dei materiali. L'esperimento verte sulla riduzione del volume al lancio e sull'efficienza della schermatura garantita dal pacchetto di "softgoods"; con accessi periodici dell'equipaggio, fornisce dati utili a definire criteri di progetto e strategie di monitoraggio per habitat futuri oltre l'orbita bassa.

In parallelo al percorso NASA, studi ESA-ESTEC sul Moon Village hanno aggiornato requisiti e driver di missione per habitat di superficie, evidenziando la necessità di: configurazioni stivate e dispiegabili; interfacce standardizzate; layout interni su più livelli con funzioni integrate (alloggio, laboratorio, supporto EVA, controllo); e composizioni di parete ottimizzate per MMOD, permeabilità ai gas, radiazione e termica, con eventuale uso del regolite come schermatura addizionale. Le analisi di architettura e CONOPS affrontano l'intero ciclo operativo (lancio, trasferimento, atterraggio, posizionamento,

dispiegamento, esercizio) e confermano come l'adozione di soluzioni gonfiabili sia coerente con i vincoli di massa e di volume delle campagne lunari, pur richiedendo un attento dimensionamento delle interfacce strutturali e di potenza e la definizione di baseline materiali per l'environment lunare.

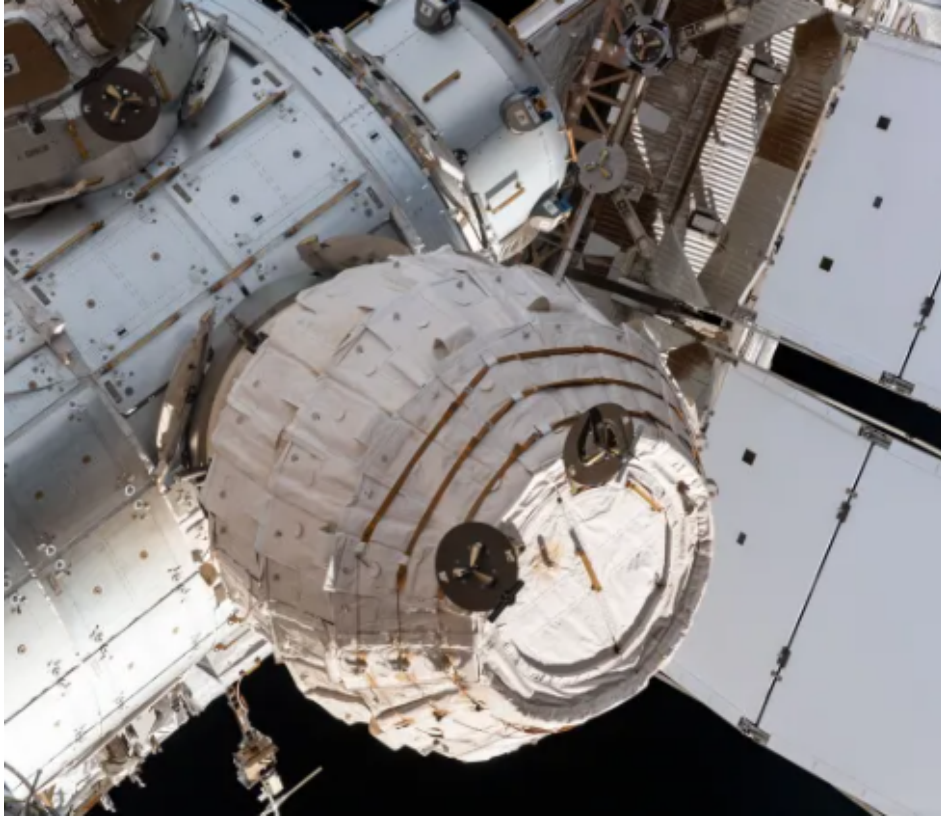


Figura 2: Beam overview

Dal punto di vista dell'ingegneria dei requisiti, la progettazione di un modulo abitabile gonfiabile poggia su un sistema di vincoli definiti: integrità strutturale in pressurizzazione (serbatoio a parete sottile e tensioni di cerchio/meridiane), resistenza al vuoto e ai cicli termici, impermeabilità e durata della barriera gas (bladder), capacità portante del restraint layer in fibre ad alta resistenza (Kevlar/Vectran), protezione MMOD tramite sequenze di bumper ceramici/tessili (es. Nextel) e strati assorbitori, controllo termico (MLI, emissività), compatibilità con O_2 atomico e plasma, e integrazione ECLSS e cablaggi nel core rigido. La letteratura tecnica di TransHab tiene in considerazione (inner liner, bladder, restraint, MMOD/MLI, strati ausiliari) e discute in dettaglio interfacce shell-to-core e soluzioni di sigillatura di lungo termine, aspetti oggi centrali nella qualificazione di moduli gonfiabili per missioni oltre LEO.

Rispetto al contesto operativo, gli habitat pressurizzati devono rispondere a carichi e disturbi ambientali (gravità ridotta o microgravità, radiazione ionizzante, detriti orbitali, polveri, cicli termici, plasma) che incidono su materiali, giunti e prestazioni nel tempo.

I driver di progetto individuati dagli studi di architettura ESA – dal profilo di missione ai limiti di lancio/atterraggio e ai flussi energetici – convergono verso soluzioni modulari e espandibili, in grado di crescere tramite l’aggiunta di unità e di schermature locali (acqua, regolite), con core rigido per funzioni sensibili e guscio gonfiabile per efficientare massa e/o volume.

All’interno di questo quadro, la presente tesi propone un avanzamento sul piano dei materiali e delle architetture parete. Accanto ai tessili tecnici convenzionali (Kevlar, Vectran, Nextel, polimeri barriera) verranno considerate strutture auxetiche – configurazioni a coefficiente di Poisson negativo – che, se opportunamente integrate, possono modulare la rigidità in-plane e out-of-plane, redistribuire le tensioni sotto pressurizzazione e assorbire energia in impatto, con potenziali benefici su stabilità, resistenza a MMOD e precisione di forma della membrana strutturale. L’ipotesi di lavoro è che pattern auxetici selezionati possano offrire prestazioni meccaniche e massa specifica competitive rispetto ai pacchetti flessibili tradizionali, abilitando criteri di progetto più robusti per habitat di nuova generazione.

2 Revisione e Definizione

I moduli abitabili, o *manned modules*, sono gli elementi della infrastruttura spaziale in cui l'equipaggio vive, lavora e trascorre la maggior parte del tempo di missione. Si tratta di ambienti pressurizzati progettati per riprodurre, per quanto possibile, condizioni compatibili con la fisiologia umana: atmosfera respirabile, temperatura controllata, protezione dalle radiazioni e dai micrometeoroidi, spazi adeguati per il riposo e le attività operative. La progettazione di un modulo abitabile non riguarda soltanto la struttura portante, ma coinvolge in modo integrato sistemi di controllo ambientale, supporto vitale (ECLSS), distribuzione termica, circuiti elettrici, gestione dei rifiuti e aspetti di ergonomia e fattore umano. Gli standard sviluppati da NASA ed ESA per i sistemi abitati fissano i livelli minimi accettabili di sicurezza, affidabilità e comfort e rappresentano il quadro di riferimento entro cui si muove ogni progetto di habitat spaziale. Alla luce delle prospettive di esplorazione lunare e marziana, la definizione dei requisiti di questi moduli assume un ruolo ancora più critico: la durata delle missioni si allunga, la possibilità di assistenza da Terra diminuisce e l'esposizione a ambienti ostili aumenta. È quindi necessario chiarire innanzitutto quali funzioni deve svolgere un modulo abitabile e quali vincoli ingegneristici ne guidano la progettazione.

2.1 Funzioni e tipologie di moduli abitabili

Un modulo abitabile spaziale deve innanzitutto garantire il mantenimento di un ambiente pressurizzato sicuro, in cui la pressione interna, la composizione dell'atmosfera e l'umidità rientrino in intervalli compatibili con la vita e con le attività operative. A questa funzione primaria si affianca quella di protezione dall'ambiente esterno, che nello spazio comprende vuoto, radiazioni, micrometeoroidi, detriti orbitali e, nel caso di habitat di superficie, polveri e cicli termici estremi. All'interno del volume pressurizzato trovano posto i sistemi di supporto vitale (ECLSS), ovvero i sottosistemi che gestiscono ossigeno, anidride carbonica, vapori, acqua potabile e di processo, oltre ai sistemi di controllo termico e di filtrazione. Il modulo deve poi offrire spazi adeguati per il lavoro scientifico o operativo, per il riposo, per l'igiene personale e per l'attività fisica, con un'attenzione specifica all'ergonomia degli ambienti e al benessere psicologico dell'equipaggio. Dal punto di vista funzionale, si possono distinguere diverse categorie di moduli abitabili: laboratori destinati alla ricerca o alle attività scientifiche, moduli di servizio che ospitano sistemi di comando e controllo e parte dei sottosistemi critici, moduli logistici per lo stoccaggio e il rifornimento, e moduli specificamente concepiti come habitat, dedicati principalmente alla vita quotidiana dell'equipaggio. A questi si aggiungono i moduli di transito per le missioni interplanetarie, che combinano funzioni abitative e di comando.

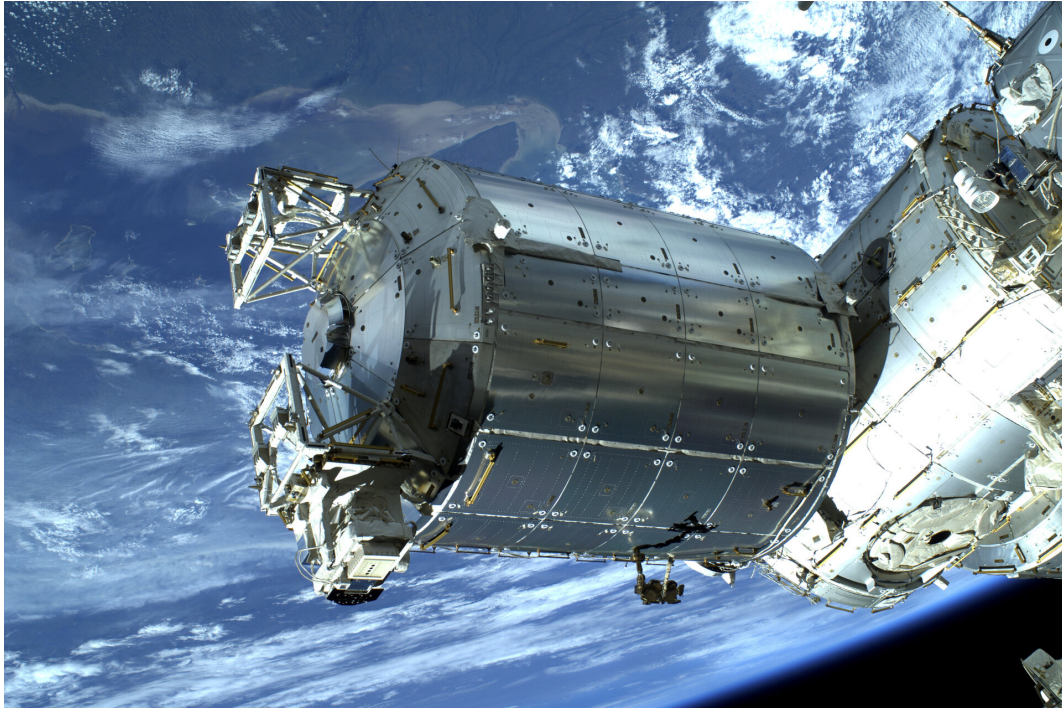


Figura 3: Columbus module

2.2 Requisiti strutturali

Dal punto di vista strutturale, un modulo abitabile può essere modellato, in prima approssimazione, come un serbatoio a parete sottile soggetto a pressurizzazione interna. La pressione interna genera tensioni circonferenziali e longitudinali nel guscio che devono essere mantenute ampiamente al di sotto dei limiti di resistenza del materiale, considerando anche fattori di sicurezza adeguati per tenere conto di incertezze sui carichi, difetti di fabbricazione e invecchiamento dei materiali. Oltre alla pressurizzazione, la struttura deve resistere ai carichi meccanici associati al lancio (carichi quasi statici, vibrazioni ad ampia banda, possibili shock) e, quando previsto, ai carichi di atterraggio. Nel caso di moduli agganciati a stazioni spaziali o a altri elementi strutturali, la progettazione deve considerare anche i carichi di interfaccia dovuti a manovre, attracchi, manovre di attitude control e deformazioni del complesso. Un ulteriore requisito fondamentale riguarda la protezione da micrometeoroidi e detriti orbitali (MMOD). Impatti iperveloci di piccole particelle possono causare perforazioni, cricche o delaminazioni. Per questo vengono adottati scudi specifici, che nei moduli rigidi spesso sono basati su configurazioni di tipo Whipple, mentre nelle soluzioni gonfiabili si ricorre a pacchetti multistrato di tessuti ceramici e strati assorbitori. La struttura deve inoltre mantenere le proprie prestazioni nel lungo periodo, sopportando cicli termici ripetuti, esposizione a radiazioni UV e, in orbita bassa, all'ossigeno atomico, che degrada le superfici polimeriche.

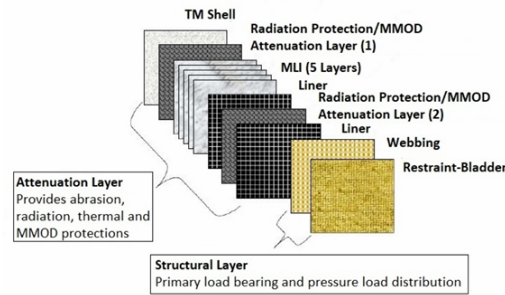


Figura 4: wall layers manned structure

2.3 Requisiti ambientali e di controllo termico

In un modulo abitabile la protezione strutturale non è sufficiente: occorre garantire un ambiente interno controllato. Le pareti del modulo, eventualmente integrate da strati aggiuntivi, devono contribuire alla schermatura dalle radiazioni ionizzanti, in particolare dalla componente dei raggi cosmici galattici e dagli eventi di particelle solari. In alcune architetture viene previsto l'impiego di materiali ricchi di idrogeno, acqua o, per gli habitat di superficie, strati di regolite come protezione supplementare. Il controllo termico rappresenta un altro aspetto critico. L'alternanza tra illuminazione solare diretta e buio, combinata con il vuoto esterno, genera forti gradienti di temperatura. Il modulo deve essere in grado di mantenere la temperatura interna in un intervallo confortevole, tipicamente compreso tra circa 18 e 27 °C, grazie a una combinazione di isolamento passivo (ad esempio isolanti multistrato, MLI) e sistemi attivi (radiatori, scambiatori di calore, circuiti di fluido). All'interno, il sistema ECLSS ha il compito di mantenere pressione, composizione dell'atmosfera e umidità entro valori prestabiliti. Ciò richiede dispositivi per l'eliminazione della CO_2 , il controllo della concentrazione di O_2 , la rimozione di vapori e contaminanti particolati, oltre a sistemi di filtrazione e ricircolo dell'aria.

2.4 Requisiti ergonomici e fattori umani

Oltre agli aspetti strettamente fisici, i moduli abitabili devono soddisfare requisiti legati ai fattori umani. Lo spazio a disposizione per ogni membro dell'equipaggio non può essere ridotto oltre certi limiti senza incidere negativamente su prestazioni, salute e benessere psicologico. Le linee guida internazionali suggeriscono volumi minimi per persona che crescono con la durata della missione: missioni brevi possono tollerare volumi relativamente contenuti, mentre per missioni di molti mesi o anni si raccomandano ambienti più ampi e spazi dedicati alla privacy. La distribuzione interna deve prevedere

aree per il lavoro, per il riposo, per l'igiene personale e per l'esercizio fisico, con una progettazione che tenga conto della microgravità o di eventuali livelli parziali di gravità. Illuminazione, rumore, colori e disposizione degli arredi contribuiscono anch'essi alla qualità dell'ambiente e vanno considerati nella definizione dei requisiti.

2.5 Requisiti operativi e di integrazione di sistema

Dal punto di vista operativo, un modulo abitabile deve essere in grado di interfacciarsi con altri elementi del sistema spaziale: nodi di una stazione, moduli di transito, veicoli di rifornimento. Ciò comporta la presenza di portelli e meccanismi di attracco standardizzati, di linee di collegamento per energia, fluidi e dati, oltre alla possibilità di accedere in modo sicuro e relativamente rapido ai principali sottosistemi per manutenzione e riparazioni. La progettazione deve considerare scenari di emergenza, come incendi o perdite di pressione: la compartimentazione interna, la presenza di valvole di isolamento e la ridondanza di alcuni percorsi fluidici o elettrici sono strumenti essenziali per garantire che un singolo guasto non comprometta la sopravvivenza dell'intero equipaggio.

2.6 Sicurezza, affidabilità e tolleranza ai guasti

I materiali utilizzati all'interno del modulo devono essere selezionati tenendo in considerazione come reagiscono al fuoco, alla produzione di fumi tossici, alle emissioni di composti volatili. I sistemi critici per la sopravvivenza (in particolare quelli legati alla pressurizzazione, al supporto vitale e al controllo termico) devono essere progettati con adeguati livelli di ridondanza e tolleranza ai guasti. Nel caso di moduli gonfiabili, la tenuta nel tempo del sistema di bladder e l'integrità del guscio multistrato assumono un ruolo ancora più importante: la progettazione deve prevedere margini sufficienti a garantire che eventuali difetti locali non si propaghino, e che piccoli danni possano essere gestiti tramite procedure di emergenza (isolamento di un compartimento, riduzione controllata della pressione, ecc.).

2.7 1 Moduli rigidi e moduli gonfiabili: confronto dei requisiti

I requisiti che si applicano ai moduli abitabili sono in larga misura comuni sia alle soluzioni rigide sia a quelle gonfiabili. Tuttavia, il modo in cui tali requisiti vengono soddisfatti cambia in modo significativo. Nei moduli rigidi, la funzione strutturale e quella di contenimento della pressione sono generalmente affidate a una struttura metallica monolitica, alla quale si aggiungono scudi esterni e isolamenti. Nei moduli gonfiabili, al contrario, queste funzioni vengono distribuite in modo più sottile tra diversi

strati: un liner interno per la tenuta, uno o più strati strutturali in tessuto ad alta resistenza che trattengono la pressione, strati aggiuntivi dedicati alla protezione da impatti e alla gestione termica. Da un lato, i moduli gonfiabili offrono un migliore rapporto tra volume operativo e volume al lancio, e potenzialmente una maggiore capacità di integrazione di funzioni all'interno delle pareti. Dall'altro, richiedono una maggiore attenzione alla caratterizzazione dei materiali tessili, alle interfacce tra guscio flessibile e eventuale core rigido, ai meccanismi di piegatura e dispiegamento e alla qualificazione del comportamento a lungo termine in ambiente spaziale.



Figura 5: Lanciatore spaziale

3 Stato dell'arte dei moduli spaziali gonfiabili

3.1 Introduzione ai moduli gonfiabili

Come visto nel capitolo precedente, i moduli abitabili tradizionali sono costituiti da strutture rigide in lega metallica, progettate per funzionare come serbatoi a parete sottile in grado di contenere un'atmosfera pressurizzata. Questo approccio ha consentito di realizzare infrastrutture complesse come la Stazione Spaziale Internazionale, ma presenta limiti evidenti: il volume interno è direttamente vincolato al diametro dell'ogiva del lanciatore, la massa cresce rapidamente con la dimensione del modulo e l'integrazione di protezioni aggiuntive (scudi MMOD, isolamenti termici, schermature radiative) richiede strati e strutture esterne che aumentano ulteriormente peso e complessità.

Per aggirare questi vincoli, già da diversi decenni è stato esplorato il concetto di struttura gonfiabile: un involucro flessibile che viene lanciato in forma compatta e portato successivamente alla forma finale tramite pressurizzazione. Se applicato a un modulo abitabile, questo concetto permette di disaccoppiare in parte il volume operativo dal diametro del vettore di lancio: il guscio viene stivato ripiegato e solo una volta in orbita, o su un corpo celeste, viene espanso fino a raggiungere le dimensioni di progetto. In questo modo, a parità di volume interno, si ottiene un ingombro al lancio molto più contenuto e, potenzialmente, una riduzione della massa strutturale.

I moduli gonfiabili si basano in genere su una architettura multistrato: uno strato interno per la tenuta ai gas (bladder), uno o più strati strutturali in tessuto ad alta resistenza che portano i carichi dovuti alla pressione interna (restraint layer), e strati esterni dedicati alla protezione da micrometeoroidi, detriti orbitali, radiazioni e ambiente termico. Questa distribuzione di funzioni all'interno delle pareti permette di integrare in un unico pacchetto funzioni che nei moduli rigidi richiedono strutture aggiuntive, a vantaggio della massa complessiva e della compattezza.

In questo capitolo vengono analizzati i due casi più significativi nello sviluppo dei moduli gonfiabili: il TransHab della NASA, che ha rappresentato il primo studio sistematico di un grande habitat gonfiabile per missioni di lunga durata, e il BEAM (Bigelow Expandable Activity Module), che ha portato per la prima volta un modulo gonfiabile operativo sulla ISS.

3.2 Il concetto TransHab: un habitat gonfiabile per missioni di lunga durata

3.2.1 Contesto e obiettivi del programma

Il progetto TransHab nasce alla fine degli anni Novanta presso il Johnson Space Center come risposta alla necessità di sviluppare un habitat di transito per missioni umane verso Marte. L'idea era quella di realizzare un modulo pressurizzato in grado di ospitare un equipaggio per lunghi periodi garantendo spazio sufficiente, protezione ambientale e integrazione dei sistemi di bordo, mantenendo allo stesso tempo la massa entro limiti compatibili con l'architettura di missione.

In una fase successiva, il concetto TransHab è stato considerato anche come possibile modulo abitativo per la Stazione Spaziale Internazionale, evidenziando la sua versatilità come elemento pressurizzato per infrastrutture diverse. Sebbene il programma sia stato interrotto prima della realizzazione di un prototipo di volo, le attività di progettazione e test condotte hanno posto le basi tecnologiche per gran parte della ricerca successiva sulle strutture gonfiabili.

3.2.2 Architettura generale: nucleo rigido e guscio gonfiabile

L'architettura del TransHab è di tipo ibrido. Al centro del modulo è presente un nucleo rigido (core), realizzato in leghe leggere e materiali compositi, che ospita le principali strutture portanti, i sistemi critici (come parte dell'ECLSS, cablaggi, condotte di fluido) e funge da "spina dorsale" del modulo, fornendo punti di ancoraggio e di interfaccia con il resto del veicolo spaziale.

Attorno a questo nucleo è disposto il guscio gonfiabile, formato da una serie di strati concentrici in materiali flessibili. Una volta pressurizzato, il guscio assume la forma finale, portando i carichi dovuti alla pressione interna e contribuendo alla protezione da radiazioni, detriti e ambiente termico. La combinazione di core rigido e guscio gonfiabile consente di sfruttare i vantaggi di entrambe le soluzioni: robustezza e precisione geometrica nel nucleo, grande volume e integrazione funzionale nel guscio.

Il volume interno progettato per TransHab è dell'ordine di alcune centinaia di metri cubi, con una distribuzione su più livelli interni dedicati a diverse funzioni: aree di lavoro, zona giorno, cuccette e spazi per il riposo, servizi igienici e area per l'esercizio fisico, oltre a un tunnel di connessione con il resto del complesso.

3.2.3 Struttura multistrato del guscio

Il guscio gonfiabile di TransHab è organizzato secondo una stratigrafia funzionale. Il primo elemento, a contatto con l'ambiente interno, è un liner che ha il compito di proteggere gli strati strutturali da urti accidentali dall'interno e di fornire una superficie pulita, lavabile e compatibile con la presenza umana. Subito dietro di esso si trova il bladder, ovvero la membrana che assicura la tenuta ai gas: è realizzato in materiale polimerico con caratteristiche di bassa permeabilità e buona resistenza ai cicli di pressione.

Al di fuori del bladder è collocato il restraint layer, lo strato strutturale vero e proprio, costituito da tessuti ad alta resistenza (ad esempio Kevlar o Vectran) orientati in modo da sopportare le tensioni generate dalla pressione interna. Questo strato lavora principalmente a trazione e rappresenta il principale elemento portante del guscio.

Verso l'esterno sono infine presenti gli strati dedicati alla protezione da micrometeoroidi e detriti orbitali, alla gestione termica e alla protezione da radiazioni. Questi possono includere tessuti ceramici, schiume, multistrati isolanti (MLI) e altri materiali progettati per frammentare e assorbire l'energia degli impatti, riflettere o dissipare la radiazione solare e limitare gli scambi termici con l'ambiente esterno.

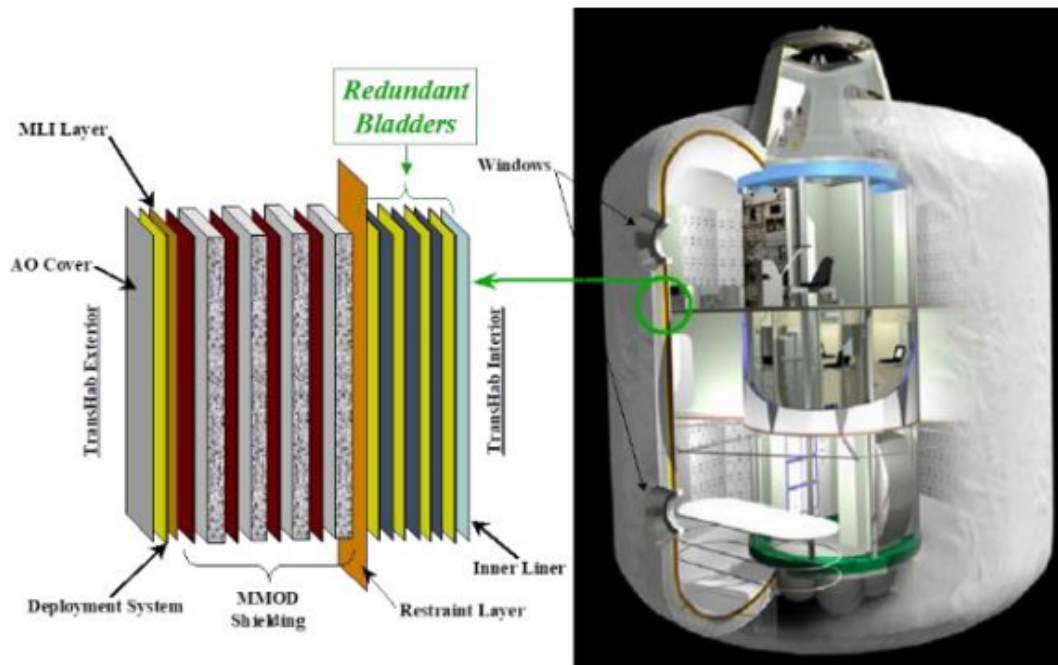


Figura 6: Transhub Layer

3.2.4 Layout interno e funzionalità abitative

Uno degli obiettivi del progetto TransHab era migliorare la qualità dell'ambiente abitativo rispetto ai moduli metallici tradizionali. Il maggior volume disponibile ha consentito di strutturare lo spazio interno su più livelli, separando le funzioni e dedicando aree specifiche al riposo, al lavoro, ai pasti e all'attività fisica. Questa organizzazione facilita anche l'integrazione dei sistemi: ad esempio, alcuni livelli sono destinati in modo privilegiato a ospitare condotte, cablaggi e apparecchiature ausiliarie, riducendo l'ingombro visivo nelle zone di vita dell'equipaggio.

Sono state esplorate soluzioni per migliorare la privacy e la percezione di comfort, come l'uso di partizioni leggere, differenti schemi di illuminazione, spazi personali per ogni astronauta, aree comuni per i pasti e la socializzazione. La configurazione interna di TransHab rappresenta quindi un tentativo di sfruttare l'aumento di volume reso possibile dal guscio gonfiabile per migliorare non solo parametri tecnici, ma anche aspetti legati ai fattori umani.

3.2.5 Campagne di test e risultati

Sebbene TransHab non sia stato portato al volo, lo sviluppo del programma ha incluso una serie di dimostratori a scala reale e di prove sperimentali. Sono stati costruiti modelli del guscio e del nucleo rigido per verificare:

- Il comportamento in pressurizzazione, mediante prove idrostatiche in cui il guscio veniva caricato fino a pressioni superiori a quelle di progetto;
- La compatibilità del concetto di piegatura e dispiegamento, utilizzando camere a vuoto di grandi dimensioni per simulare l'ambiente spaziale e testare il processo di gonfiaggio;
- La resistenza agli impatti di micrometeoroidi e detriti attraverso test balistici su pannelli rappresentativi della stratigrafia del guscio;
- Il comportamento delle interfacce tra guscio flessibile e nucleo rigido, in particolare nelle zone di giunzione e attacco strutturale.

Queste campagne hanno mostrato che un grande modulo gonfiabile può raggiungere margini di sicurezza adeguati in termini di resistenza strutturale, tenuta e protezione, confermando la fattibilità tecnica del concetto. Al termine del programma, TransHab ha lasciato in eredità una vasta quantità di dati e soluzioni progettuali che sono stati ripresi nei progetti successivi.

3.3 Il modulo BEAM: il primo gonfiabile operativo sulla ISS

3.3.1 Origine del progetto e obiettivi

Il Bigelow Expandable Activity Module (BEAM) rappresenta la naturale evoluzione industriale e operativa del concetto di modulo gonfiabile. Sviluppato da Bigelow Aerospace in collaborazione con la NASA, il BEAM è stato concepito come un dimostratore tecnologico da installare sulla Stazione Spaziale Internazionale per testare in ambiente reale il comportamento di un modulo espandibile.

A differenza di TransHab, pensato come grande habitat di lunga durata, il BEAM ha dimensioni più contenute e una funzione principalmente sperimentale. I suoi obiettivi principali sono:

- Verificare la tenuta del modulo nel tempo;
- Misurare la risposta termica e la protezione rispetto a radiazioni e impatti;
- Valutare l'invecchiamento dei materiali softgoods in orbita;
- Dimostrare la praticabilità delle operazioni di gonfiaggio, accesso e monitoraggio in condizioni operative.

3.4 Caratteristiche geometriche e parametri principali

Il BEAM è un modulo di forma cilindrica con estremità arrotondate. Viene lanciato in una configurazione compatta, con il guscio ripiegato attorno a una struttura interna, e una volta attraccato alla ISS viene portato alla forma finale mediante gonfiaggio controllato. A espansione avvenuta, il modulo offre un volume pressurizzato dell'ordine di alcune decine di metri cubi, sufficiente a consentire l'ingresso di un astronauta per ispezioni, ma non paragonabile ai grandi habitat ipotizzati per missioni lunari o marziane.

La massa complessiva è relativamente contenuta, grazie all'uso estensivo di materiali tessili e polimerici. Il modulo è collegato a uno dei portelli della ISS e non ospita sistemi critici di comando o supporto vitale propri: dipende in larga parte dai sistemi della stazione, fungendo di fatto da "stanza aggiuntiva" dedicata alla sperimentazione.

3.4.1 Struttura del guscio e materiali impiegati

Il guscio del BEAM riprende i principi già sperimentati in TransHab, pur in una configurazione più semplice. Anche in questo caso si distinguono:

un liner interno, che fornisce la superficie di contatto con l'ambiente abitabile;

un bladder per la tenuta ai gas;

uno strato strutturale in tessuti ad alta resistenza (ad esempio Vectran o Kevlar) che reagisce alla pressione interna;

strati esterni di protezione da impatti e radiazioni, in parte assimilabili agli scudi MMOD dei moduli rigidi.

L'obiettivo non era tanto ottimizzare la stratigrafia dal punto di vista della massa per missioni future, quanto verificare in ambiente reale il comportamento di un pacchetto di parete rappresentativo di una futura generazione di moduli gonfiabili.

3.4.2 Installazione sulla ISS e operazioni di gonfiaggio

Il BEAM è stato lanciato in forma compressa a bordo di un veicolo cargo, quindi estratto e installato all'esterno della ISS mediante un braccio robotico e attività di attracco. Una volta completate le connessioni strutturali e di interfaccia, si è proceduto al gonfiaggio graduale del modulo, controllando attentamente pressione e deformazioni attraverso sensori e osservazioni visive.

Questa fase operativa ha avuto un'importanza cruciale: ha dimostrato che un modulo gonfiabile può essere integrato in sicurezza a una stazione esistente, gonfiato in modo controllato e portato alla configurazione finale senza compromettere l'integrità della struttura né la sicurezza dell'equipaggio.

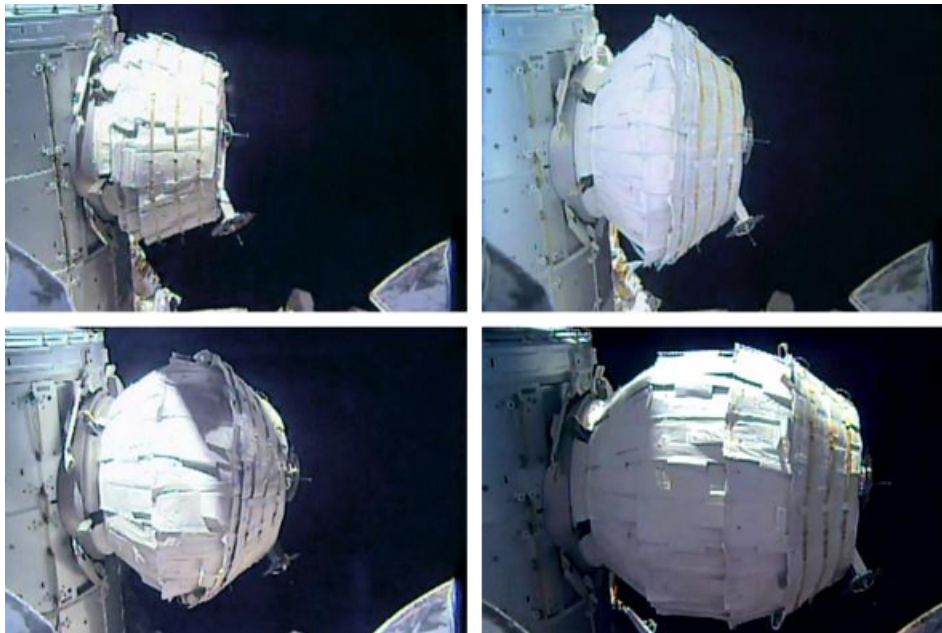


Figura 7: BEAM opening steps

3.4.3 Monitoraggio in orbita e primi risultati

Dopo l'installazione, il BEAM è stato sottoposto a un programma di monitoraggio a lungo termine. Gli astronauti accedono periodicamente al modulo per eseguire ispezioni visive, effettuare misure ambientali (temperatura, umidità, eventuali tracce di particolato), verificare la tenuta e l'assenza di deformazioni anomale.

In parallelo, sensori integrati nel guscio e nel volume interno forniscono dati continui su parametri come pressione, flussi termici, radiazione e potenziali impatti di micrometeoroidi o detriti. I risultati preliminari hanno confermato una buona stabilità del modulo, con valori di temperatura e radiazione compatibili con quelli registrati negli altri elementi della ISS e senza evidenza di perdite significative.

Sulla base di queste prestazioni, la permanenza del BEAM sulla stazione è stata estesa rispetto alla durata inizialmente prevista, e il modulo viene utilizzato anche come spazio di stoccaggio, dimostrando una funzionalità che va oltre il ruolo puramente sperimentale.

3.5 Confronto tra TransHab e BEAM

Sebbene appartengano a epoche e contesti programmatici diversi, TransHab e BEAM possono essere considerati come due tappe successive nello sviluppo dei moduli gonfiabili.

TransHab era concepito come grande habitat di lunga durata, destinato a missioni interplanetarie o come modulo abitativo avanzato per la ISS. La sua architettura ibrida, il volume interno, la complessità del layout e la ricchezza dei sistemi di bordo lo collocano vicino a un vero e proprio "appartamento spaziale" per l'equipaggio. Il programma si è fermato nella fase di sviluppo e test a terra, ma ha generato una grande quantità di know-how su materiali, stratigrafie, interfacce, test di pressurizzazione e simulazioni di missione.

Il BEAM, invece, è stato concepito fin dall'inizio come dimostratore tecnologico relativamente semplice: dimensioni ridotte, integrazione limitata di sistemi, forte dipendenza dalla ISS. Il suo valore non sta tanto nel volume offerto, quanto nel fatto di essere il primo modulo gonfiabile operativo in orbita, capace di fornire dati reali sull'evoluzione nel tempo di un guscio multistrato in ambiente spaziale.

Le due esperienze sono complementari: TransHab ha rappresentato la fase di progettazione approfondita e validazione a terra di un concetto ambizioso; BEAM costituisce la validazione operativa in volo di alcuni degli elementi tecnologici derivati da quella esperienza. Insieme, definiscono lo stato dell'arte attuale dei moduli gonfiabili e indicano una direzione chiara per lo sviluppo di habitat ancora più complessi.

3.6 Moduli gonfiabili nel contesto delle future architetture di habitat

Tutto ciò che è stato fatto con TransHab e BEAM viene oggi ripreso in studi e concetti relativi a habitat lunari e marziani. In molte architetture proposte da agenzie e industrie, i moduli gonfiabili compaiono come elementi chiave per ottenere grandi volumi abitabili con masse e ingombri al lancio contenuti. Spesso si ipotizza l'uso di configurazioni ibride, in cui un nucleo rigido ospita i sistemi principali e le interfacce strutturali, mentre il guscio gonfiabile fornisce spazio aggiuntivo e integra parte delle funzioni di schermatura.

Per gli habitat di superficie è particolarmente interessante la possibilità di combinare i gusci gonfiabili con schermature realizzate in situ, come strati di regolite lunare o marziana deposti sopra il modulo per ottenere maggiore protezione dalle radiazioni e dagli impatti. Questa strategia consente di separare in parte le funzioni di contenimento della pressione, affidate al guscio, da quelle di schermatura, affidate a materiali esterni non lanciati da Terra.

3.7 Limiti attuali e spunti per ulteriori sviluppi

Nonostante i risultati incoraggianti, i moduli gonfiabili presentano ancora sfide aperte. La qualificazione a lungo termine di materiali tessili e polimerici in ambiente spaziale, la caratterizzazione del comportamento sotto carichi complessi, la definizione di soluzioni di riparazione in caso di danni locali, la progettazione di interfacce robuste tra guscio flessibile e elementi rigidi sono tutti aspetti che continuano ad essere studiati approfonditamente.

Inoltre, le stratigrafie attualmente adottate si basano principalmente su combinazioni di tessuti e film "classici" (Kevlar, Vectran, Nextel, barriera gas polimeriche). È proprio in questo contesto che si inserisce l'interesse crescente verso materiali e architetture non convenzionali, come le strutture auxetiche e i materiali bistabili, che promettono proprietà meccaniche e funzionali difficilmente ottenibili con configurazioni tradizionali.

4 Materiali auxetici e bistabili

I materiali auxetici costituiscono una classe particolare di materiali e metamateriali meccanici caratterizzati da un coefficiente di Poisson negativo. Per un solido isotropo, il coefficiente di Poisson ν è definito come

$$\nu = -\frac{\varepsilon_t}{\varepsilon_l} \quad (1)$$

dove ε_l è la deformazione lungo la direzione di carico e ε_t la deformazione trasversale. Nei materiali convenzionali (metalli, polimeri, ceramici) ν assume tipicamente valori compresi tra circa 0,25 e 0,35: allungando il materiale in una direzione, la sezione trasversale tende a ridursi. Nei materiali auxetici accade l'opposto: quando vengono tesi, essi si espandono anche nelle direzioni ortogonali al carico, risultando quindi “più spessi quando tirati”.

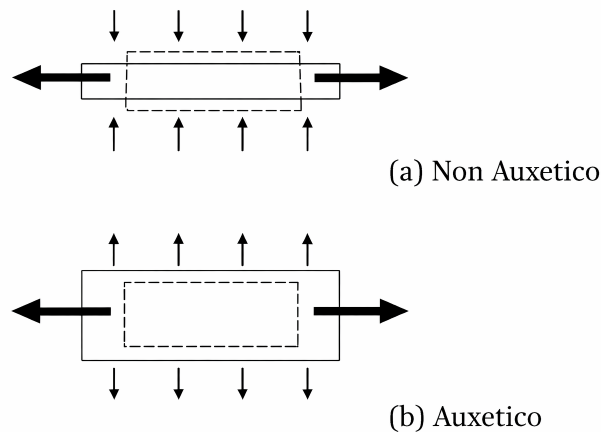


Figura 8: Allungamento caratteristico materiale Auxetico

Dal punto di vista della stabilità elastica, per un materiale isotropo omogeneo in tre dimensioni il coefficiente di Poisson deve soddisfare la condizione $-1 < \nu < 0,5$, che assicura la definitezza positiva del tensore di rigidità. I materiali auxetici occupano dunque l'intervallo $-1 < \nu < 0$, con un caso limite di particolare interesse, $\nu \approx -1$, che corrisponde a una risposta volumetricamente quasi incompressibile ma con forte espansione laterale. In molti materiali auxetici “architettati” il valore effettivo di ν non è fissato dalle proprietà del materiale base, bensì dalla geometria della microstruttura (celle, tralicci, pattern di tagli), configurando di fatto un metamateriale meccanico in cui è l'architettura a determinare il comportamento macroscopico.

Nel corso degli ultimi decenni sono state proposte numerose architetture auxetiche, spesso raggruppabili in alcune famiglie tipiche:

- *Schiume o reticoli re-entrant*: celle a nido d'ape con pareti inclinate verso l'interno, che durante la trazione ruotano ed espandono il reticolo anziché chiuderlo.
- *Reticoli chirali e honeycomb chirali*: elementi ad anello collegati da raggi inclinati, che generano una risposta auxetica attraverso rotazioni e instabilità elastiche locali.
- *Unità rigide rotanti (rotating units)*: insiemi di quadrati o triangoli collegati ai vertici tramite cerniere flessibili; la rotazione cooperativa delle unità produce una variazione quasi isotropa dell'area con valori di ν prossimi a -1 .
- *Origami e kirigami meccanici*: pattern di pieghe o tagli (ad esempio configurazioni tipo Miura-ori) che introducono gradi di libertà geometrici tali da realizzare una risposta a Poisson negativo per grandi deformazioni.

In tutti questi casi, il materiale di base può essere un semplice elastomero, un polimero o un metallo: è la topologia dell'architettura (angoli, lunghezze, spessori dei collegamenti) a governare la risposta auxetica. Ciò permette di progettare strutture con modulo di elasticità effettivo, coefficiente di Poisson e capacità di assorbimento energetico *programmabili*, variando in modo sistematico i parametri geometrici della cella.

Da un punto di vista funzionale, i materiali auxetici mostrano alcune proprietà particolarmente interessanti per applicazioni strutturali e di protezione:

- una maggiore resistenza all'indentazione e alla perforazione, poiché l'espansione laterale sotto carico tende a convogliare materiale verso la zona sollecitata, aumentando lo spessore locale;
- un'elevata capacità di assorbimento di energia e un comportamento non lineare robusto, utile in dispositivi di smorzamento e protezione d'urto;
- la possibilità di ottenere stabilità dimensionale e trasformazioni di forma controllate sotto carichi complessi, sfruttando l'accoppiamento tra rotazione delle unità e deformazione dei legamenti.

In ambito spaziale e, in particolare, per moduli gonfiabili abitabili, queste caratteristiche sono potenzialmente molto vantaggiose. Un *layer* auxetico inserito nella stratigrafia di parete potrebbe:

- migliorare la resistenza agli impatti localizzati (ad esempio micrometeoroidi di piccola taglia);
- contribuire alla distribuzione delle tensioni generate dalla pressurizzazione interna, riducendo la sensibilità a difetti locali;

- offrire funzioni di *morphing* controllato, ad esempio durante il dispiegamento o per la regolazione della forma esterna del modulo.

In questa prospettiva, i metamateriali auxetici rappresentano una possibile evoluzione dei tessuti strutturali convenzionali utilizzati nei gusci gonfiabili, spostando il focus dalla sola prestazione del materiale alla progettazione dell'architettura a scala mesoscopica.

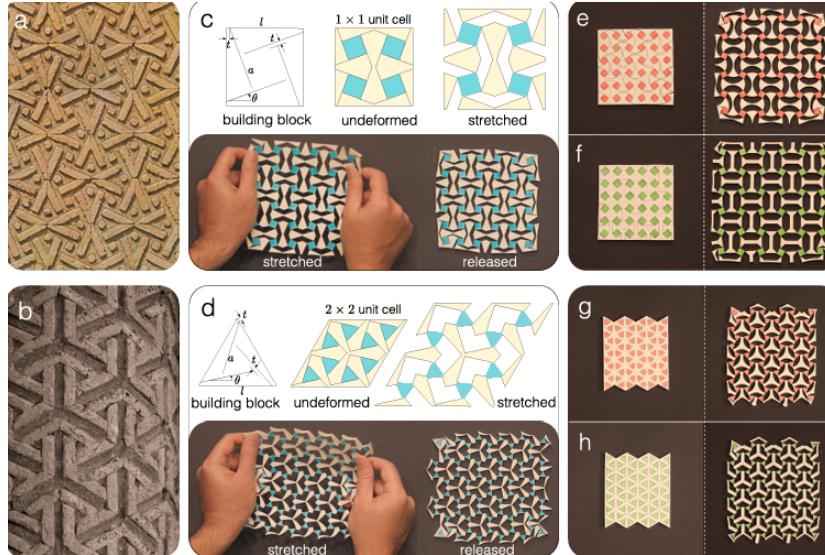


Figura 9: Auxetic and Bistable Materials

4.1 Materiali bistabili e metamateriali auxetici bistabili

Accanto alla sola auxeticità, per alcune applicazioni (tra cui strutture dispiegabili e moduli gonfiabili) è cruciale disporre di materiali in grado non solo di deformarsi in modo controllato, ma anche di *mantenere* la nuova configurazione senza carico esterno. Questo comportamento è tipico dei sistemi bistabili, cioè strutture che possiedono due stati di equilibrio stabili separati da una barriera di energia: una volta superata tale barriera (ad esempio tramite un fenomeno di *snap-through*), il sistema passa da uno stato all'altro e vi permane anche dopo la rimozione del carico.

Nei metamateriali meccanici, la bistabilità può essere ottenuta introducendo:

- cerniere flessibili o ligamenti sottili che si comportano come molle non lineari;
- instabilità locali (buckling, snap-through elastico);
- configurazioni geometriche con più minimi di energia potenziale.

In questo contesto si colloca il lavoro recente sui cosiddetti *bistable auxetic mechanical metamaterials*, in cui si combinano in un'unica architettura sia un coefficiente di Poisson

negativo sia la presenza di due stati stabili distinti. Si tratta, in generale, di reticoli planari ispirati alla famiglia dei *rotating unit auxetics*, modificati in modo tale da introdurre ligamenti flessibili di spessore finito e pattern di tagli opportunamente sagomati.

Il punto di partenza è la classe dei reticoli ausiliari a unità rotanti: strutture formate da quadrati o triangoli rigidi collegati ai vertici tramite cerniere ideali. Quando il reticolo viene teso, le unità ruotano e il materiale si espande in modo quasi isotropo, raggiungendo valori di ν prossimi a -1 . Nella configurazione classica, tuttavia, la struttura è monostabile: una volta rimosso il carico, le unità tendono a ritornare nella posizione iniziale.

Nei metamateriali auxetici bistabili, questo concetto viene modificato attraverso due operazioni chiave:

1. le cerniere ideali vengono sostituite da ligamenti flessibili di spessore finito: i blocchi (quadrati o triangoli) non sono più collegati da giunti puntuali, ma da piccole “cerniere elastiche” che accumulano energia durante la deformazione;
2. il reticolo viene ricavato, ad esempio, perforando un foglio elastomerico con motivi geometrici specifici (tagli inclinati, circolari, paralleli), che guidano il percorso di deformazione e introducono una successione di instabilità locali lungo il processo di dispiegamento.

Il risultato è una famiglia di metamateriali planari che, sottoposti a trazione, attraversano una sequenza di stati metastabili e, una volta completamente dispiegati, mantengono la configurazione espansa anche in assenza di carico, grazie alla presenza di un secondo minimo di energia potenziale associato allo stato deformato.

4.1.1 Risposta meccanica e ruolo della geometria

La risposta meccanica di questi metamateriali è stata studiata sia sperimentalmente, su provini in elastomero, sia numericamente tramite analisi agli elementi finiti. I test monotoni in trazione mostrano tipicamente:

- una prima fase quasi lineare, in cui i ligamenti si flettono moderatamente;
- una regione caratterizzata da una curva forza–spostamento a “denti di sega”, associata a una sequenza di *snap-through* locali dei ligamenti e a un comportamento di rigidità apparente negativa;

- una configurazione completamente espansa, in cui il materiale si trova in un secondo stato stabile e la deformazione è governata da un allungamento più uniforme dei collegamenti.

Durante l'intero ciclo di carico, il coefficiente di Poisson resta negativo e tende verso valori prossimi a -1 in prossimità dello stato pienamente dispiegato, evidenziando che la struttura mantiene le caratteristiche auxetiche anche nella configurazione deformata. I cicli di carico–scarico mettono inoltre in luce un'ampia isteresi, indice di significativa capacità di assorbimento e dissipazione di energia, pur in presenza di un comportamento complessivamente reversibile.

Un aspetto centrale riguarda l'effetto dei parametri geometrici chiave, quali:

- lo spessore relativo dei ligamenti, espresso come rapporto t/l tra lo spessore del collegamento t e la dimensione caratteristica della cella l ;
- la dimensione relativa dell'unità rotante, spesso parametrizzata come a/l , dove a è la lunghezza del blocco interno.

Variando in modo sistematico t/l e a/l è possibile costruire diagrammi di fase in cui la presenza o meno di bistabilità viene identificata attraverso indicatori energetici, distinguendo regioni in cui il sistema è monostabile da regioni in cui esiste un secondo minimo di energia associato alla configurazione deformata. In questo modo la transizione tra comportamento monostabile e bistabile può essere progettata in modo esplicito, ottimizzando al contempo espandibilità, rigidità e robustezza della struttura.

Le analisi di deformazione mostrano inoltre che gli sforzi e le deformazioni si localizzano prevalentemente nelle cerniere flessibili, mentre le unità rotanti restano quasi indeformate. Ciò conferma il ruolo dei ligamenti come “elementi di progetto” principali, che controllano sia la risposta auxetica sia la comparsa della bistabilità.

4.1.2 Rilevanza per moduli gonfiabili e configurazioni di parete

La combinazione di auxeticità e bistabilità apre scenari particolarmente interessanti per applicazioni in ambito spaziale, soprattutto se si considera l'integrazione di questi metamateriali nelle pareti di moduli pressurizzati o gusci gonfiabili.

In fase di dispiegamento, un reticolo auxetico bistabile potrebbe essere progettato per passare da una configurazione compatta a una configurazione espansa (ad esempio sotto l'azione della pressurizzazione interna o di un carico controllato) e per “bloccarsi” nello stato dispiegato senza richiedere sistemi di attuazione attivi o pretensionamento

continuo. In questo senso, la bistabilità fornisce una forma di *auto-locking* strutturale, potenzialmente utile per garantire la stabilità di forma del modulo nel tempo.

La natura auxetica, con valori di ν prossimi a -1 , può contribuire a una distribuzione più favorevole delle tensioni nella parete del modulo sotto pressione interna, limitando concentrazioni di sforzo e aumentando la resistenza all'indentazione e alla perforazione. Inoltre, la marcata isteresi osservata nei cicli di carico–scarico indica una buona capacità di dissipare energia meccanica, caratteristica potenzialmente vantaggiosa in caso di impatti o vibrazioni.

Dal punto di vista del design gerarchico, questi metamateriali potrebbero costituire un *layer* intermedio in un involucro multistrato: ad esempio, tra il *bladder* gas-barrier e lo strato di contenimento in fibre ad alta resistenza, contribuendo alla rigidità fuori piano e all'assorbimento di energia in caso di impatti. In alternativa, potrebbero sostituire in parte il tradizionale *restraint layer* tessile, fornendo una rigidità efficace simile ma con una risposta non lineare più favorevole.

4.2 Ipotesi di possibile impiego

In questo capitolo sono stati introdotti i concetti fondamentali relativi ai materiali auxetici e ai metamateriali auxetici bistabili, con particolare attenzione alle loro proprietà meccaniche e alle possibili implicazioni per il design di moduli spaziali gonfiabili. Si è visto come l'auxeticità derivi principalmente dall'architettura della microstruttura e possa essere sfruttata per ottenere materiali con coefficienti di Poisson negativi, elevata resistenza all'indentazione e capacità di assorbimento energetico. La bistabilità, a sua volta, consente di definire strutture dotate di due stati di equilibrio stabili, potenzialmente utili per funzioni di dispiegamento e rigidizzazione passiva.

La combinazione di questi due aspetti dà luogo a metamateriali in cui la risposta del guscio non dipende soltanto dalle proprietà del materiale base, ma anche da pattern geometrici progettati ad hoc. Nell'ottica dei moduli gonfiabili abitabili, tali architetture offrono una possibile alternativa, o integrazione, rispetto ai tessuti strutturali convenzionali attualmente impiegati.

Nei capitoli successivi verranno definiti gli scenari di carico e le configurazioni geometriche oggetto di analisi numerica, al fine di confrontare in modo quantitativo il comportamento di pareti gonfiabili basate su materiali flessibili classici con quello di soluzioni che integrano strati auxetici o auxetici bistabili. L'obiettivo è valutare le differenze in termini di rigidità, massa, capacità portante e potenziale impiego in habitat spaziali di nuova generazione.

5 Proprietà dei materiali e condizioni di carico dei moduli gonfiabili

5.1 Materiali impiegati nei moduli spaziali gonfiabili

Tenendo in considerazione lo studio fatto sui moduli gonfiabili precedentemente analizzati, in tutti i casi l'elemento chiave è l'involucro multistrato ("softgoods"), che deve contemporaneamente:

- contenere il gas in pressione,
- portare i carichi strutturali globali (tensioni di cerchio/meridiane),
- schermare da MMOD, radiazione e ambiente termico,
- rimanere flessibile abbastanza per essere piegato, stivato e dispiegato.

Per soddisfare queste funzioni, il guscio non è un "unico materiale", ma una stratigrafia funzionale di layer sottili, tipicamente organizzati in:

1. Inner liner a contatto con l'ambiente abitabile, per motivi di sicurezza, igiene e fire safety.
2. Bladder polimerico gas-barriera, che garantisce tenuta alla pressione.
3. Restraint layer in fibre ad alta resistenza (Kevlar, Vectran, ecc.), che porta quasi tutti i carichi strutturali.
4. Pacchetto MMOD / termico, costituito da tessuti ceramici e film riflettenti (Nextel, Kapton/Mylar aluminizzati, MLI), per protezione da impatti e controllo termico.
5. Outer shell resistente all'ambiente esterno (UV, O_2 atomico, abrasione), spesso in tessuti vetro/PTFE o simil-Beta cloth.

Questa logica è comune ai dimostratori NASA (TransHab, prototipi ILC Dover, BEAM) e agli studi ESA per habitat di superficie: si cambia il dettaglio della ricetta (materiali specifici, spessori, sequenza), ma la filosofia è sempre "più strati sottili specializzati, invece di una sola parete spessa"

5.2 Condizioni di carico e ambiente di riferimento

Per impostare correttamente le analisi numeriche del modulo gonfiabile si definiscono le condizioni di carico e i parametri ambientali. Ovviamente tutti i dati vengono presi in un dato range, secondo gli studi fatti sui vari progetti sviluppati fin ora.

Pressurizzazione interna

Il carico principale per un modulo abitabile è la pressione interna, che agisce come carico di membrana sull'involucro pressurizzato. Si assume un intervallo tipico di pressione interna compreso tra

$$p_{\text{int}} = 50\text{--}80 \text{ kPa}$$

a seconda della filosofia di missione (pressione equivalente a quella terrestre, oppure atmosfera leggermente ridotta con maggiore frazione di ossigeno).

Nel modello si considera la sovrappressione rispetto al vuoto esterno:

$$\Delta p = p_{\text{int}} - p_{\text{ext}} \simeq p_{\text{int}},$$

con $p_{\text{ext}} \approx 0$ in orbita o sulla superficie lunare.

Per un guscio sottile cilindrico o sferico, la pressurizzazione genera tensioni di membrana calcolabili con le espressioni classiche:

- cilindro a parete sottile:

$$\sigma_{\theta} = \frac{\Delta p r}{t}, \quad \sigma_z = \frac{\Delta p r}{2t},$$

- sfera a parete sottile:

$$\sigma_m = \frac{\Delta p r}{2t},$$

dove r è il raggio medio del modulo e t lo spessore equivalente dello strato portante (restraint layer). Per $\Delta p = 70 \text{ kPa}$, $r = 4 \text{ m}$ e $t = 5 \text{ mm}$ si ottengono tensioni di cerchio dell'ordine di

$$\sigma_{\theta} \approx 56 \text{ MPa},$$

valore accettabile tenendo in considerazione le fibre che solitamente vengono utilizzate (kevlar, Vectran).

Carichi inerziali di lancio e manovra

Durante il lancio e gli eventuali rientri o manovre propulsive, il modulo è soggetto a carichi inerziali che si modellano come accelerazioni equivalenti sui nodi del modello FEM. Si adottano, in linea con valori tipici per veicoli abitati, le seguenti accelerazioni di progetto:

$$\begin{aligned} a_{\text{ax}} &= 3g \quad (\text{accelerazione assiale massima}), \\ a_{\text{lat}} &= 1.5g \quad (\text{accelerazione laterale di progetto}), \end{aligned}$$

con $g = 9.81 \text{ m/s}^2$.

Nel modello strutturale tali accelerazioni si traducono in forze di volume

$$\mathbf{f}_{\text{inerziale}} = \rho \mathbf{a},$$

dove ρ è la densità media del materiale (o del sottosistema) considerato e \mathbf{a} il vettore accelerazione applicato. Nelle combinazioni di carico si prevedono casi in cui la pressurizzazione interna agisce congiuntamente ai carichi inerziali di lancio.

Carichi di interfaccia e di contatto

Il modulo gonfiabile è connesso ad un core rigido e ad altri elementi del veicolo tramite boccaporti, giunti strutturali e meccanismi di aggancio. In tal caso, si adottano carichi equivalenti concentrati o distribuiti:

- forze assiali di interfaccia fino a

$$F_{\text{ax}} = 20\text{--}30 \text{ kN}$$

per simulare effetti di docking/berthing e carichi di trasferimento;

- coppie flettenti equivalenti nell'ordine di

$$M = 5\text{--}10 \text{ kNm}$$

per rappresentare disallineamenti e momenti di interfaccia.

Questi valori sono destinati a definire casi di carico locali (verifica dei punti di ancoraggio del guscio gonfiabile al core rigido).

Ambiente termico

L'ambiente termico spaziale impone cicli di temperatura ampi, che generano deformazioni termoelastiche negli strati strutturali e nei giunti. Per la fase in orbita bassa si possono considerare, in prima approssimazione, i seguenti intervalli:

$$\begin{aligned}T_{\min} &\approx -80 \text{ }^\circ\text{C}, \\T_{\max} &\approx +60 \text{ }^\circ\text{C},\end{aligned}$$

in funzione dell'orientamento del modulo rispetto al Sole e dell'eventuale presenza di sunshield e MLI (Multi-Layer Insulation).

Nel modello FEM il gradiente termico può essere introdotto come variazione uniforme di temperatura ΔT rispetto alla condizione di riferimento:

$$\varepsilon_{\text{th}} = \alpha \Delta T,$$

dove α è il coefficiente di dilatazione termica equivalente del layer considerato (ordine 10^{-5} – 10^{-6} K⁻¹ per compositi fibra-polimero).

Carichi da micrometeoroidi e detriti (MMOD)

L'impatto di micrometeoroidi e detriti orbitali (MMOD) è un fenomeno altamente localizzato e di natura balistica, difficilmente rappresentabile in un modello agli elementi finiti a scala di modulo completo. In questo lavoro di tesi, seppur utilizzando un approccio semplificato, andando a variare i coefficienti di sicurezza, sarebbe possibile andare ad applicare delle forze concentrate in alcuni punti della struttura in modo tale da valutare come essa reagisce agli impatti, infatti si tiene conto di proiettili con diametro: 1-6 mm e con velocità del proiettile fino a 7 km/s.

L'idea è coprire il range di velocità relativo tipico dei detriti in LEO (che in orbita possono arrivare a 10 km/s, ma a terra lo si simula con equivalenti energetici).

Gravità ridotta e carichi di superficie

Per scenari di utilizzo su superficie planetaria (es. Luna) si considera l'accelerazione di gravità locale

$$g_{\text{Luna}} \approx 1.62 \text{ m/s}^2.$$

In presenza di copertura in regolite (uso del suolo come schermatura radiativa) il carico aggiuntivo può essere schematizzato come un carico distribuito sulla superficie esterna

del modulo:

$$q_{\text{regolite}} = \gamma_{\text{regolite}} h,$$

dove γ_{regolite} è il peso specifico del materiale e h lo spessore medio del layer (tipicamente qualche decina di centimetri, con q_{regolite} dell'ordine di qualche kPa). Questo carico viene combinato con la pressurizzazione interna nella verifica degli stati di tensione della parete gonfiabile.

5.3 Sintesi dei dati acquisiti

Tenendo in considerazione i parametri definiti, con i loro rispettivi range, è possibile studiare diverse configurazioni di carico, e valutare la risposta della struttura al variare del materiale analizzato. Infine, si va a fare un confronto con le strutture odierne già sviluppate e le possibili strutture auxetiche di nuova generazione.

6 Analisi numerica mediante Metodo degli Elementi Finiti (FEM)

6.1 Inquadramento e motivazioni

La progettazione e la verifica di strutture ingegneristiche richiede la valutazione di grandezze quali spostamenti, deformazioni e tensioni in condizioni di carico realistiche. In casi ideali, tali grandezze possono essere stimate con approcci analitici (ad esempio modelli di trave o di piastra con condizioni al contorno semplificate). Tuttavia, in presenza di geometrie curve, vincoli non banali, carichi distribuiti e materiali non isotropi, la soluzione analitica diventa rapidamente impraticabile o richiede ipotesi così restrittive da ridurre il valore comparativo dei risultati.

In questo contesto, il Metodo degli Elementi Finiti (FEM, *Finite Element Method*) rappresenta lo strumento numerico più diffuso per l'analisi strutturale, poiché consente di risolvere in forma approssimata ma controllabile le equazioni dell'equilibrio elastico su domini complessi. L'uso del FEM nel presente lavoro è finalizzato a: (i) confrontare configurazioni strutturali differenti in condizioni omogenee; (ii) analizzare la sensibilità della risposta a variazioni geometriche; (iii) ottenere indicatori quantitativi (spostamenti massimi, tensioni/indici di rottura e massa) utili a valutare il trade-off prestazioni–massa.

6.2 Principio del Metodo degli Elementi Finiti

Il FEM si basa sull'idea di sostituire un continuo (la struttura reale) con un modello discreto composto da un numero finito di sotto-domini, detti *elementi finiti*, connessi tra loro in corrispondenza di *nodi*. L'incognita primaria dell'analisi strutturale è il campo di spostamento. Nel continuo, esso è definito in ogni punto del dominio; nel FEM, invece, gli spostamenti sono calcolati in un insieme discreto di nodi e interpolati all'interno degli elementi tramite funzioni note (funzioni di forma).

In ambito lineare elastico, l'analisi conduce alla formulazione globale:

$$\mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{f} \quad (2)$$

dove \mathbf{K} è la matrice di rigidezza globale, \mathbf{u} è il vettore degli spostamenti nodali incogniti e \mathbf{f} rappresenta il vettore dei carichi equivalenti applicati al modello (forze, momenti e contributi derivanti da carichi distribuiti come pressioni).

6.3 Discretizzazione: nodi, elementi e gradi di libertà

Ogni nodo del modello FEM è associato a un insieme di gradi di libertà (DOF). A seconda della formulazione impiegata, tali DOF possono includere traslazioni (u_x, u_y, u_z) e, in alcuni casi, rotazioni. Gli elementi, invece, definiscono come lo spostamento varia tra nodi adiacenti e incorporano la relazione costitutiva del materiale.

La scelta dell'elemento dipende dalla fisica del problema: elementi solidi (3D) sono adatti a componenti massicci; elementi shell/plate (2D) risultano più efficienti per strutture sottili; elementi beam/rod (1D) sono impiegati per membri snelli. Per strutture a guscio e pannelli curvi, gli elementi shell rappresentano spesso il miglior compromesso tra accuratezza e costo computazionale, poiché descrivono in modo efficiente la risposta di membrana e gli effetti flessionali senza la necessità di discretizzare lo spessore con elementi solidi.

6.4 Funzioni di forma e approssimazione del campo di spostamento

All'interno dell'elemento, il campo di spostamento viene approssimato mediante una combinazione lineare degli spostamenti nodali:

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}) \approx \mathbf{N}(\mathbf{x}) \mathbf{u}_e \quad (3)$$

dove \mathbf{u}_e è il vettore degli spostamenti nodali dell'elemento e $\mathbf{N}(\mathbf{x})$ è la matrice delle funzioni di forma. L'ordine delle funzioni di forma (lineare, quadratico, ecc.) determina la capacità dell'elemento di rappresentare curvature e gradienti più o meno complessi.

6.5 Deformazioni, tensioni e legge costitutiva

Una volta noto lo spostamento, le deformazioni si ottengono tramite operatori di derivazione, spesso riassunti nella matrice \mathbf{B} :

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{B} \mathbf{u} \quad (4)$$

Le tensioni sono quindi ricavate attraverso la relazione costitutiva del materiale:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (5)$$

dove \mathbf{D} è la matrice costitutiva. Per materiali isotropi lineari essa dipende da E e ν ; per materiali anisotropi o laminati dipende da moduli direzionali, orientazioni e sequenze di

laminazione.

6.6 Assemblaggio della rigidezza e soluzione

A livello elementare, la rigidezza può essere espressa nella forma:

$$\mathbf{K}_e = \int_{V_e} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} dV \quad (6)$$

Le matrici elementari \mathbf{K}_e vengono assemblate nella matrice globale \mathbf{K} sulla base della connettività nodale, ottenendo il sistema (2). Per un'analisi statica lineare, \mathbf{K} è costante e la soluzione richiede la risoluzione di un sistema algebrico. In presenza di non linearità (grandi spostamenti, contatto, plasticità) la matrice di rigidezza dipende dallo stato e la soluzione richiede procedure iterative incremental; tali aspetti non sono il focus del presente capitolo, orientato a un confronto parametrico in ipotesi lineare.

6.7 Condizioni al contorno: vincoli e carichi

Le condizioni al contorno sono essenziali per definire un problema ben posto. I vincoli (condizioni cinematiche) servono a rappresentare l'interazione con la struttura circostante e a eliminare i moti rigidi. Vincoli eccessivi possono irrigidire artificialmente la risposta; vincoli insufficienti possono introdurre instabilità numeriche. Analogamente, i carichi devono rappresentare in modo coerente le azioni fisiche: pressioni, forze e momenti vengono convertiti in carichi equivalenti sul modello discretizzato. Nel caso di pressioni su elementi shell, è rilevante la direzione della normale e la definizione del lato di applicazione, che può influire sul segno del carico mantenendo invariato il valore assoluto della pressione fisica.

6.8 Risultati tipici e interpretazione

L'output primario del FEM è il campo di spostamento nodale. Da esso derivano deformazioni e tensioni. Nelle analisi preliminari e comparative, i risultati più utilizzati includono: (i) spostamento massimo U_{\max} come indicatore di rigidezza globale; (ii) tensioni equivalenti (ad esempio von Mises) per materiali isotropi duttili; (iii) tensioni direzionali e/o indici di rottura per materiali compositi; (iv) reazioni vincolari, utili a verificare l'equilibrio globale e la corretta applicazione dei carichi.

È inoltre opportuno distinguere tra valori fisici e rappresentazioni grafiche: la deformata mostrata nei post-processor è spesso amplificata per ragioni di leggibilità e non coincide con lo spostamento reale, che va invece letto numericamente. In prossimità di spigoli,

discontinuità o vincoli ideali possono comparire concentrazioni tensionali localizzate; in tali casi l'interpretazione deve considerare l'estensione spaziale del picco e la sensibilità alla discretizzazione.

6.9 Qualità della mesh e affidabilità

L'accuratezza del FEM dipende significativamente dalla discretizzazione. Elementi troppo grandi possono sottostimare gradienti locali; elementi distorti possono introdurre errori numerici. Per questo, anche in uno studio parametrico, è buona norma adottare criteri di mesh uniformi e controllare la qualità degli elementi, così che le differenze osservate tra configurazioni e parametri siano attribuibili principalmente alle scelte strutturali e non ad artefatti numerici.

6.10 Motivazioni dell'utilizzo del FEM nel presente lavoro

L'impiego del FEM in questa tesi è giustificato da tre aspetti principali. Primo, la presenza di geometrie curve e carichi distribuiti rende la risposta strutturale difficilmente descrivibile con modelli analitici senza introdurre ipotesi restrittive. Secondo, l'analisi di configurazioni con comportamento direzionale o anisotropo (compositi, architetture a nastri e soluzioni auxetiche) richiede un modello in grado di incorporare proprietà costitutive non isotrope e confrontarle a parità di condizioni di carico e vincolo. Terzo, l'obiettivo centrale del lavoro consiste in una campagna parametrica al variare di un parametro geometrico (il raggio/diametro), con necessità di estrarre indicatori confrontabili (spostamenti, tensioni/indici e massa) per costruire un quadro prestazionale sintetico e orientato al trade-off massa-prestazioni.

In questa prospettiva, il FEM è impiegato principalmente come strumento comparativo: fissati carichi e condizioni al contorno, il confronto tra configurazioni consente di valutare l'efficacia relativa delle soluzioni strutturali investigate.

6.11 Workflow generale adottato

Il workflow è definito per garantire ripetibilità e coerenza tra i casi analizzati e tra i diversi valori del parametro geometrico. I passaggi fondamentali sono i seguenti:

1. **Definizione dei parametri di analisi:** identificazione del parametro geometrico variabile (raggio o diametro), definizione della pressione interna come carico principale e dei criteri di accettabilità (resistenza e, se richiesto, rigidità).

2. **Costruzione della geometria per un valore assegnato del parametro:** generazione della porzione di guscio considerata e definizione delle superfici di interesse.
3. **Discretizzazione:** scelta del tipo di elemento (shell) e generazione della mesh secondo criteri uniformi di dimensione caratteristica e qualità.
4. **Assegnazione delle proprietà:** definizione delle proprietà del materiale e della sezione/laminato/struttura equivalente, coerentemente con la configurazione in esame.
5. **Condizioni al contorno:** applicazione dei vincoli necessari a rappresentare l'interfaccia strutturale e a rimuovere i moti rigidi; applicazione di condizioni di simmetria qualora previste.
6. **Applicazione dei carichi:** applicazione della pressione interna uniforme sulla regione di interesse, verificando verso e consistenza del carico.
7. **Soluzione:** esecuzione dell'analisi statica lineare e verifica della correttezza del run (assenza di errori numerici e coerenza delle condizioni).
8. **Post-processing:** estrazione degli indicatori principali (U_{\max} , tensioni o indici di rottura, e massa) e archiviazione dei risultati.
9. **Sintesi:** compilazione di tabelle e curve di confronto (ad esempio massa in funzione del raggio) e individuazione delle configurazioni più vantaggiose secondo i criteri definiti.

Il workflow descritto permette di mantenere invariati carichi, vincoli e impostazioni numeriche, modificando in modo controllato soltanto i parametri necessari (geometria e proprietà). In tal modo, le differenze di risposta possono essere attribuite in modo consistente alle configurazioni strutturali confrontate e alla variazione del parametro geometrico.

7 Analisi dei modelli tramite FEM

7.1 Impostazione del modello e analisi della struttura

7.1.1 Porzione di struttura analizzata

Lo studio numerico sviluppato in questa tesi è finalizzato a valutare, in maniera comparativa, la risposta strutturale di un guscio cilindrico pressurizzato rappresentativo di un modulo abitabile gonfiabile. Poiché il sistema reale presenta geometrie complesse e una stratigrafia multistrato, l'analisi viene impostata in forma controllata mediante un modello equivalente, in grado di catturare i fenomeni globali rilevanti (rigidezza e resistenza) e, soprattutto, di consentire un confronto coerente tra differenti configurazioni strutturali.

La porzione analizzata è un pannello cilindrico a guscio sottile, scelto come elemento rappresentativo del comportamento del modulo in condizioni di pressurizzazione interna. L'obiettivo non è riprodurre ogni dettaglio costruttivo, bensì definire una base comune su cui introdurre quattro configurazioni: (i) pannello equivalente in alluminio (baseline), (ii) pannello composito, (iii) configurazione a nastri (*simil* BEAM), (iv) configurazione a nastri con supporto auxetico.

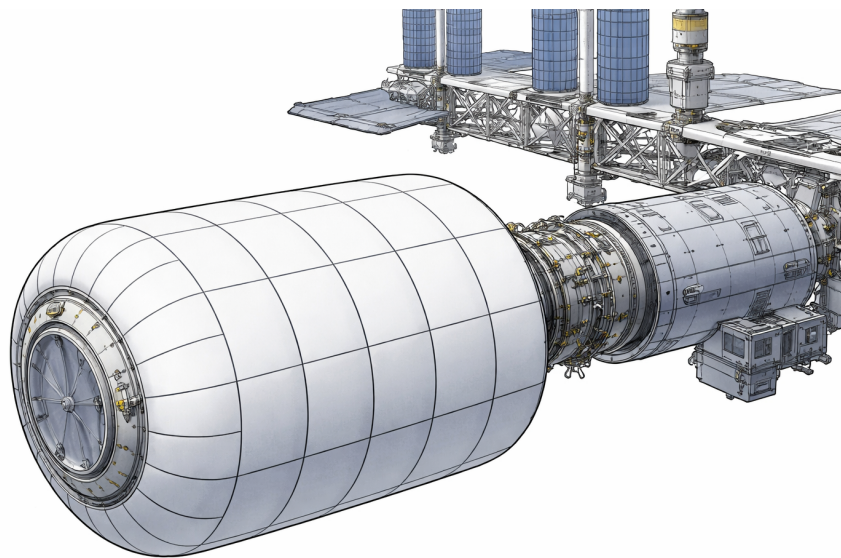


Figura 10: Schema modulo gonfiabile

7.1.2 Geometria parametrica e utilizzo della simmetria

La geometria considerata è un pannello curvo cilindrico di lunghezza assiale costante pari a $L = 6$ m, mentre il diametro del cilindro è trattato come parametro variabile. Per ogni configurazione strutturale vengono analizzati tre casi geometrici:

$$D \in \{3 \text{ m}, 5 \text{ m}, 7 \text{ m}\} \iff R \in \{1.5 \text{ m}, 2.5 \text{ m}, 3.5 \text{ m}\}.$$

Il caso $D = 5$ m è assunto come riferimento principale, in quanto rappresentativo del dimensionamento base su cui viene impostata la maggior parte delle verifiche e dei confronti.

Per ridurre il costo computazionale e mantenere un'impostazione coerente con le simmetrie del problema, la geometria modellata corrisponde a un quarto di cilindro (angolo $\theta = 90^\circ$). Tale scelta consente di: (i) ridurre il numero di gradi di libertà, (ii) applicare condizioni di simmetria sui piani di taglio, (iii) preservare la natura membranale della risposta tipica delle strutture pressurizzate.

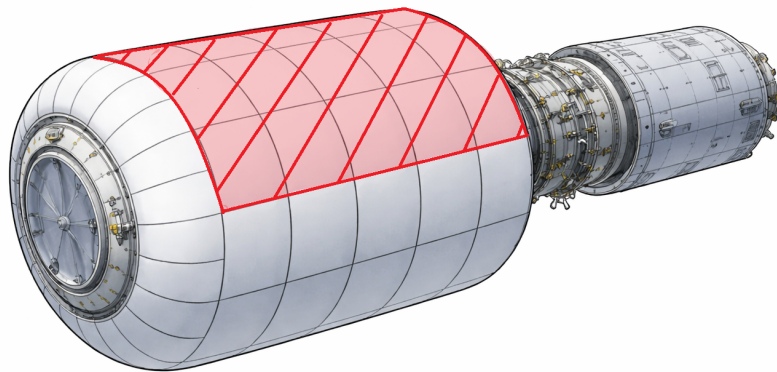


Figura 11: Schema della porzione modellata: pannello curvo (1/4 di cilindro).

7.1.3 Materiali e configurazioni studiate

La campagna numerica è strutturata su quattro configurazioni, con complessità crescente:

- **Alluminio (baseline):** shell equivalente isotropa, utile come riferimento e come controllo di consistenza del workflow.

- **Composito:** shell ortotropa/laminata, con proprietà direzionali rappresentative di un laminato strutturale.
- **Nastri (*simil* BEAM):** configurazione equivalente a comportamento direzionale, in cui la capacità portante è dominata da rinforzi lungo direzioni preferenziali.
- **Nastri + supporto auxetico:** estensione della configurazione precedente con un elemento di supporto finalizzato ad aumentare rigidità e stabilità fuori piano.

Tutte le configurazioni condividono geometria, carico e impostazioni di analisi; variano invece le proprietà costitutive e, dove previsto, l'architettura equivalente del guscio.

7.1.4 Condizioni al contorno

Le condizioni al contorno sono definite per rappresentare una situazione realistica di pannello connesso a una struttura di interfaccia (ad esempio un elemento rigido o un anello di accoppiamento), mantenendo al contempo l'uso della simmetria.

In particolare:

- **Estremi del pannello:** ad entrambe le estremità del pannello sono stati bloccati gli spostamenti longitudinali, in modo tale da poter apprezzare il comportamento del componente mentre è sottoposto a pressione.
- **Piani di simmetria:** sui due lati di taglio del quarto di cilindro vengono imposte condizioni di simmetria, in modo da riprodurre il comportamento del cilindro completo senza modellarlo integralmente.

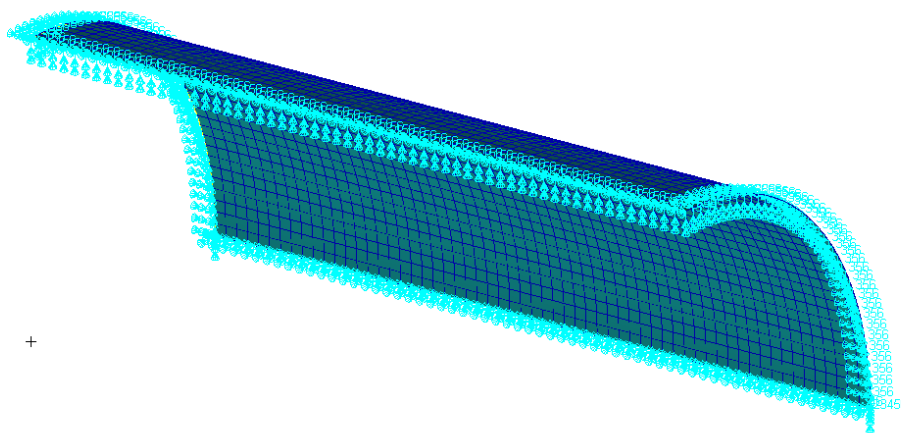


Figura 12: Applicazione dei vincoli

7.1.5 Carico di pressurizzazione

Il carico principale applicato in tutte le analisi è una pressione interna uniforme p , rappresentativa della pressurizzazione del volume abitabile rispetto all'ambiente esterno. La pressione è applicata come carico distribuito normale alla superficie del pannello (shell), verificando coerenza di verso e regione di applicazione. L'approccio consente di valutare la risposta globale del guscio in condizioni comparabili tra geometrie e configurazioni.

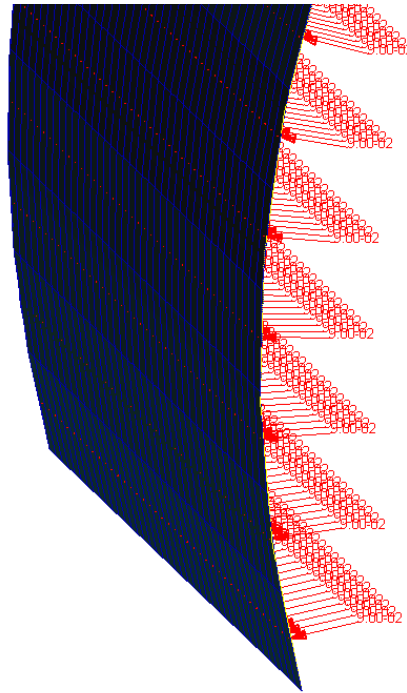


Figura 13: Applicazione della pressione interna uniforme sul pannello

7.1.6 Risultati richiesti e criteri di confronto

Per ogni combinazione {configurazione, diametro} vengono estratti i seguenti indicatori:

- **Tensione circonferenziale** $\sigma_{\theta\theta}$: indica la tensione normale nel verso tangenziale alla circonferenza del cilindro, cioè “lungo il giro” del tubo/pannello.
- **Spostamento massimo** U_{max} : indicatore di rigidità globale.
- **Massa totale** m : calcolata tramite la funzione *Mass Properties* a partire da densità e proprietà degli elementi.

Lo scopo è costruire un confronto prestazioni–massa al variare del raggio, sintetizzato tramite tabella e grafico **Massa–Raggio**. All'aumentare di R , l'area del guscio (e

dunque la massa, a parità di spessore equivalente) cresce in modo pressoché lineare, mentre rigidezza e livelli tensionali possono variare in modo non banale in funzione della curvatura e delle condizioni al contorno. Il grafico Massa–Raggio consente quindi di individuare, per ciascun diametro, quale configurazione offra il miglior compromesso per l'applicazione considerata.

7.2 Configurazione A: pannello metallico pressurizzato

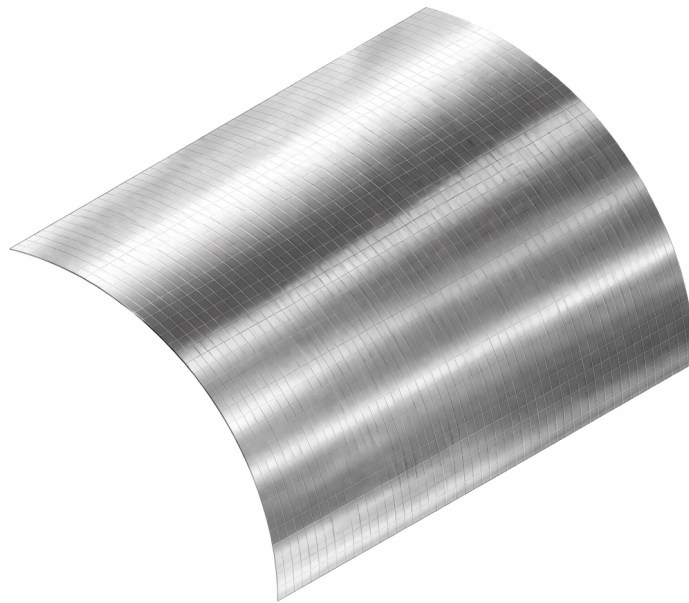


Figura 14: Pannello in alluminio

7.2.1 Obiettivo dell'analisi e grandezze di interesse

La Configurazione A rappresenta un **pannello metallico sottile** soggetto a pressione interna uniforme. Diversamente da una valutazione basata principalmente sugli spostamenti, l'obiettivo principale di questa parte è stimare e verificare la **tensione circonferenziale** (hoop stress) $\sigma_{\theta\theta}$, poiché essa governa la resistenza del guscio in condizioni di pressurizzazione.

In particolare:

- si calcola $\sigma_{\theta\theta}$ **teorica** con il modello di cilindro sottile;
- si estrae $\sigma_{\theta\theta}$ dal modello FEM (Patran/Nastran);

- si confronta la massima $\sigma_{\theta\theta}$ FEM con valori di resistenza di una lega aerospace selezionata, verificando il margine a snervamento e (a titolo informativo) a rottura.

7.2.2 Geometria, carico e fattore di sicurezza

Il componente studiato è un pannello curvo (porzione di cilindro) con:

- raggio nominale $R = 2500$ mm;
- spessore $t = 3$ mm;
- pressione interna applicata $p = 0.36$ MPa.

La pressione p include un **safety factor** pari a 4 rispetto al valore nominale $p_0 = 0.09$ MPa, ovvero:

$$p = 4 p_0 = 0.36 \text{ MPa.}$$

Tabella 1: Dati principali del caso di carico per la Configurazione A.

Parametro	Simbolo	Valore
Pressione nominale	p_0	0.09 MPa
Safety factor pressione	SF	4
Pressione applicata	p	0.36 MPa
Raggio	R	2500 mm
Spessore	t	3 mm

7.2.3 Modello teorico: cilindro sottile

Nel modello di cilindro sottile (guscio sottile in pressione), la tensione circonferenziale è:

$$\sigma_{\theta\theta}^{\text{th}} = \frac{p R}{t}. \quad (7)$$

Sostituendo i valori del caso in esame:

$$\sigma_{\theta\theta}^{\text{th}} = \frac{0.36 \text{ N/mm}^2 \cdot 2500 \text{ mm}}{3 \text{ mm}} = 300 \text{ MPa.}$$

Questa stima costituisce il riferimento per la validazione del risultato FEM.

7.2.4 Modello FEM (Patran/Nastran): impostazione e vincoli

Il pannello è modellato con elementi shell (CQUAD4), con meshere Isomesh e impostando la grandezza di ogni elemento a 100mm^2 ottenendo un totale di 2340 elementi, su cui è stato impostato il materiale elastico lineare isotropo e pressione uniforme (perpendicolare ad ogni elemento QUAD).

7.2.5 Materiale (baseline FEM)

Nel modello FEM è stato utilizzato una lega di Alluminio (AA2219-T87) con:

$$E = 72000 \text{ MPa}, \quad \nu = 0.33, \quad \rho = 2.84 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3.$$

7.2.6 Vincoli imposti nel modello

Sulle sezioni di estremità lungo l'asse sono stati imposti vincoli per lo spostamento U_z e per le rotazioni R_x e R_y . Invece, lungo i due piani di simmetria sono stati aggiunti rispettivamente:

- Vincolo per spostamento U_x e per le rotazioni R_y e R_z
- Vincolo per spostamento U_y e per le rotazioni R_x e R_z

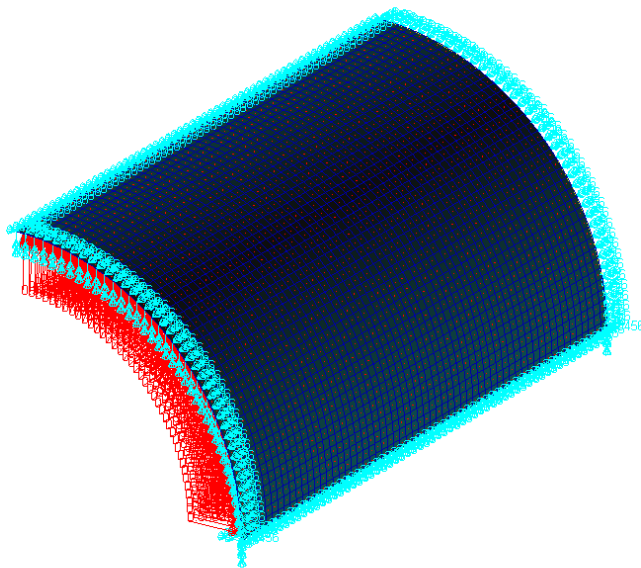


Figura 15: Configurazione A: vincoli

7.2.7 Estrazione di $\sigma_{\theta\theta}$ dal FEM

Per confrontare FEM e teoria è necessario estrarre la tensione nella direzione circonferenziale: nel presente caso identificata come “Normal-X”, in accordo con l’orientamento del sistema locale.

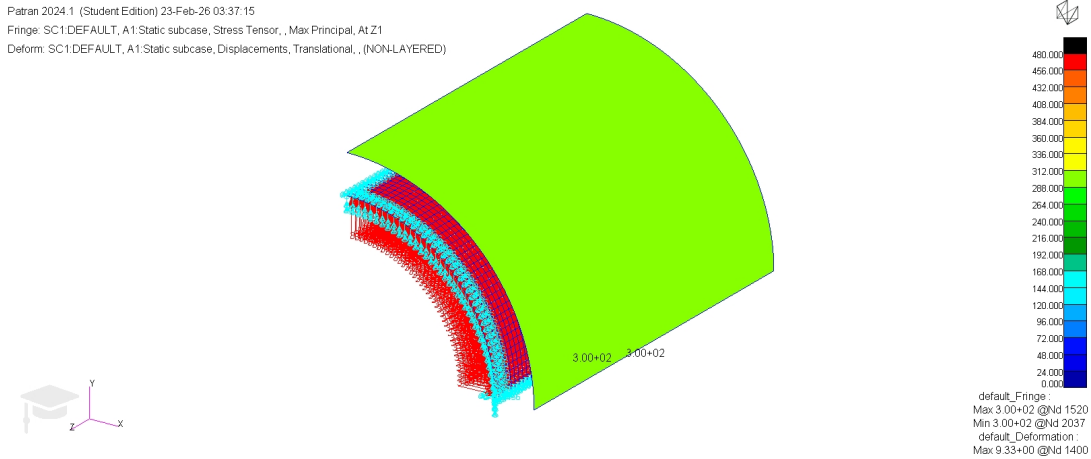


Figura 16: Selezione della componente di tensione equivalente a $\sigma_{\theta\theta}$

7.2.8 Risultati e confronto teoria–FEM

Il valore teorico atteso è:

$$\sigma_{\theta\theta}^{\text{th}} = 300 \text{ MPa.}$$

Dal FEM, la componente associata alla direzione circonferenziale fornisce un valore massimo dell’ordine di:

$$\sigma_{\theta\theta}^{\text{FEM}} \approx 300 \text{ MPa.}$$

Tabella 2: Confronto tra stima teorica e risultati FEM per la Configurazione A.

Grandezza	Simbolo	Valore
Hoop stress teorica (cilindro sottile)	$\sigma_{\theta\theta}^{\text{th}}$	300 MPa
Hoop stress FEM (massima)	$\sigma_{\theta\theta}^{\text{FEM,max}}$	300 MPa
Massa totale (FEM)	m	200.7 kg
Spostamento massimo (FEM)	U_{max}	9.30 mm

7.2.9 Verifica a resistenza: scelta lega aerospace e margini

La lega **AA2219-T87** è frequentemente impiegata in strutture e componenti pressurizzati grazie al buon compromesso fra resistenza e impiegabilità. Valori tipici:

$$\sigma_y \approx 390\text{--}393 \text{ MPa}, \quad \sigma_u \approx 476\text{--}480 \text{ MPa}.$$

(Fonti: MakeItFrom e MatWeb/ASM).

Tabella 3: Proprietà resistenziali tipiche della lega AA2219-T87 usata per la verifica.

Parametro	Simbolo	Valore tipico [MPa]
Tensione di snervamento (0.2%)	σ_y	390–393
Tensione ultima a trazione	σ_u	476–480

7.2.10 Criterio di accettazione

Poiché la pressione applicata include già un safety factor (SF=4), la verifica può essere condotta confrontando direttamente $\sigma_{\theta\theta}^{\text{FEM,max}}$ con σ_y :

$$\sigma_{\theta\theta}^{\text{FEM,max}} < \sigma_y \quad \Rightarrow \quad \text{nessuno snervamento atteso (in prima approssimazione).}$$

A titolo informativo si può anche verificare:

$$\sigma_{\theta\theta}^{\text{FEM,max}} < \sigma_u \quad \Rightarrow \quad \text{ampio margine rispetto alla rottura ultima.}$$

7.2.11 Analisi al variare del diametro

In questa sezione si studia la sensibilità della Configurazione A al variare del diametro del componente, mantenendo **invariati** materiale, spessore, vincoli e pressione applicata. L'obiettivo è costruire una correlazione **massa–raggio** utile a confrontare in modo omogeneo questa configurazione con le altre soluzioni analizzate.

In particolare, per ciascun diametro si estraggono:

- massa totale m del pannello;
- valore massimo della tensione circonferenziale $\sigma_{\theta\theta}^{\text{FEM,max}}$ (componente dominante in pressurizzazione);
- spostamento massimo U_{max} come indicatore secondario di deformabilità globale.

A parità di pressione p e spessore t , il modello teorico di cilindro sottile prevede:

$$\sigma_{\theta\theta}^{\text{th}} = \frac{pR}{t},$$

pertanto ci si attende un incremento pressoché lineare della tensione circonferenziale con il raggio R ; l'analisi FEM è utilizzata per verificare tale trend e quantificare eventuali effetti dovuti ai vincoli e alla discretizzazione del pannello.

Sono stati considerati i seguenti casi:

- $D = 3 \text{ m}$
- $D = 7 \text{ m}$,

mantenendo come caso di riferimento quello già discusso a $D = 5 \text{ m}$.

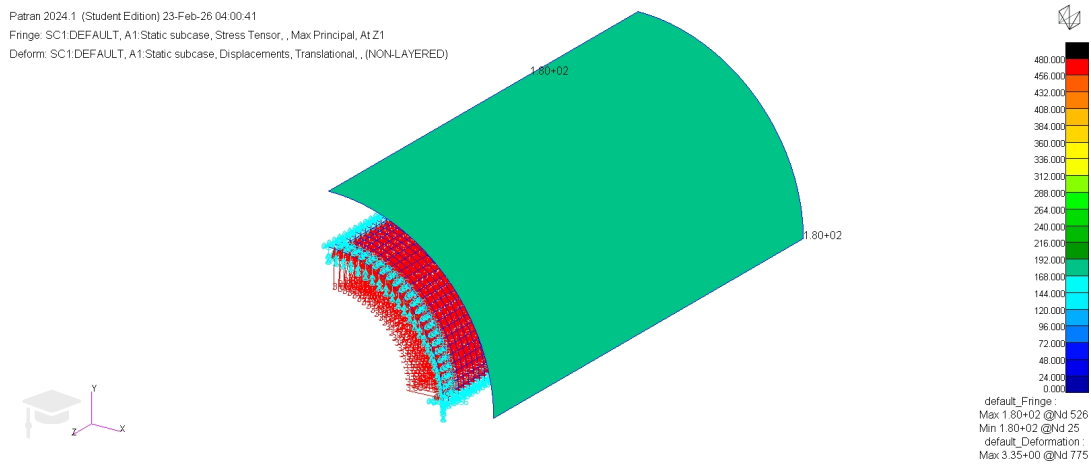


Figura 17: Configurazione A, diametro 3 metri : Tensione $\sigma_{\theta\theta}$

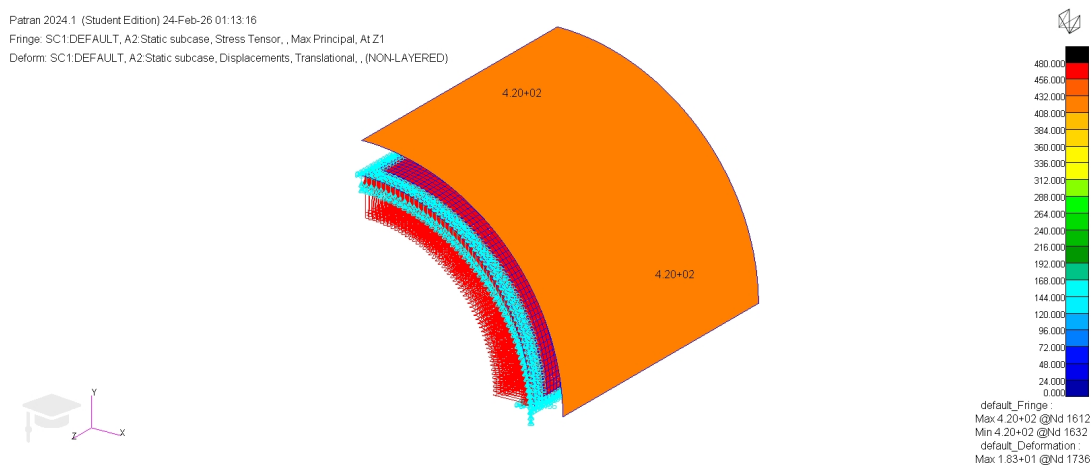


Figura 18: Configurazione A, diametro 7 metri : Tensione $\sigma_{\theta\theta}$

7.2.12 Confronto complessivo tra le configurazioni (diametri 3–5–7 m)

In questa sezione si confrontano sinteticamente i risultati ottenuti per le tre geometrie analizzate ($D = 3$ m, $D = 5$ m e $D = 7$ m), riportando per ciascun caso le grandezze di interesse: tensione circonferenziale massima $\sigma_{\theta\theta}$, massa totale e spostamento massimo. Lo scopo è fornire una lettura immediata dell'evoluzione della risposta al variare della scala geometrica e raccogliere i dati necessari alla costruzione della curva massa–diametro.

Tabella 4: Confronto dei risultati per $D = 3$ m, $D = 5$ m e $D = 7$ m (stesse ipotesi di carico e vincolo).

D [m]	$\sigma_{\theta\theta}^{\text{FEM,max}}$ [MPa]	m [kg]	U_{max} [mm]
3	180	120.4	3.35
5	300	200.8	9.33
7	420	281.0	18.3

7.2.13 Confronto degli spostamenti al variare del diametro

Successivamente al calcolo delle $\sigma_{\theta\theta}$ per la verifica strutturale del componente, si è proceduto all'analisi degli spostamenti per ogni singola configurazione, al fine di indagarne la variazione in funzione del diametro. Trattandosi di un volume di dimensioni rilevanti (5 m di diametro per 6 m di lunghezza), i valori ottenuti sono stati confrontati con una deformazione limite tollerabile, fissata dalla letteratura a 50 mm. Le analisi ad elementi finiti dimostrano che tutti gli spostamenti calcolati risultano ampiamente inferiori al valore limite imposto.

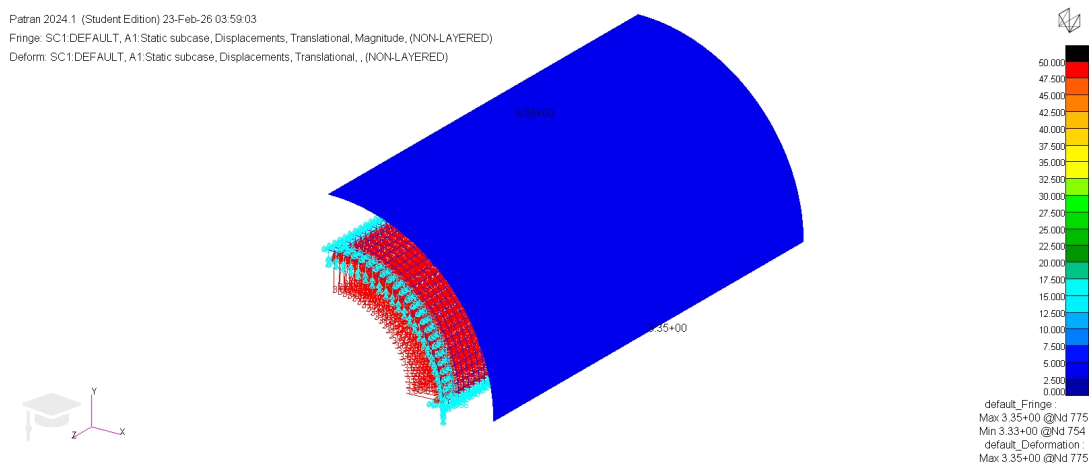


Figura 19: Configurazione A, diametro 3 metri : Spostamento massimo

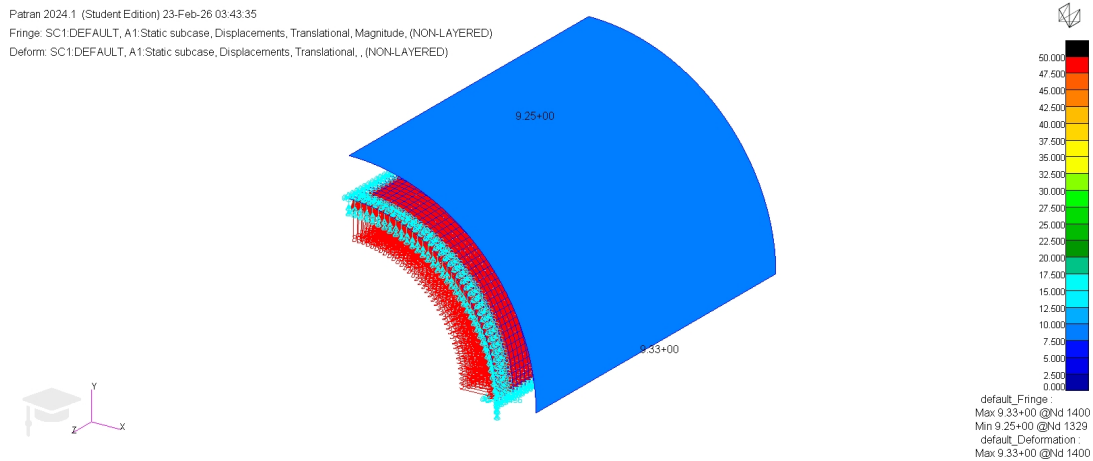


Figura 20: Configurazione A, diametro 5 metri : Spostamento massimo

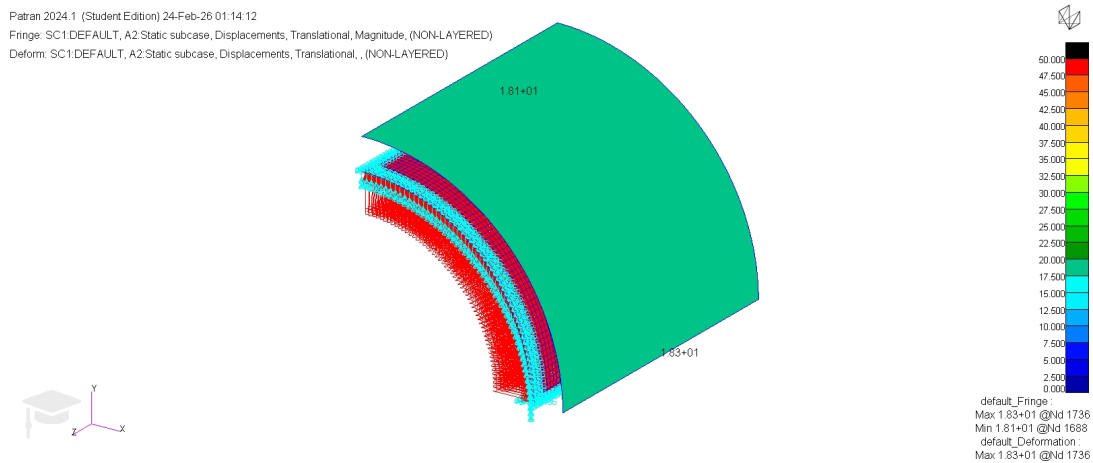


Figura 21: Configurazione A, diametro 7 metri : Spostamento massimo

7.2.14 Analisi di sensibilità: spessori e diametri

In questa sezione si approfondisce la risposta strutturale della Configurazione A (pannello metallico in lega AA2219-T87) attraverso una doppia analisi parametrica. L'obiettivo è determinare lo spessore minimo t necessario per garantire l'integrità strutturale al crescere del diametro del modulo ($D = 3, 5, 7$ m), mantenendo costante la pressione di progetto di 0.36 MPa. Per ogni diametro, sono stati testati quattro diversi spessori del pannello: 1 mm, 2 mm, 3 mm, 4 mm. I criteri di accettazione si basano sul superamento o meno della tensione di snervamento della lega scelta ($\sigma_y \approx 390$ MPa). La tabella seguente riassume i valori massimi di tensione estratti dai modelli FEM.

Tabella 5: Analisi di sensibilità della Configurazione A: tensioni $\sigma_{\theta\theta}^{FEM}$ [MPa] al variare del diametro e dello spessore del pannello.

Diametro	$\sigma_{\theta\theta}^{FEM}$ [MPa]			
	1 mm	2 mm	3 mm	4 mm
3 m	540	270	180	135
5 m	900	450	300	225
7 m	1260	630	420	315

7.2.15 Selezione delle configurazioni ottime e analisi Massa-Diametro

A valle dell'analisi di sensibilità condotta sugli spessori, si è proceduto alla selezione dei design ottimali per ciascuna scala dimensionale del modulo. Il criterio di scelta adottato consiste nell'individuare, per ogni diametro, lo spessore minimo che garantisca uno stato tensionale il più possibile prossimo al limite di snervamento della lega AA2219-T87 ($\sigma_y \approx 390$ MPa). Tale approccio permette di massimizzare l'efficienza strutturale del pannello metallico, minimizzando la massa superflua pur mantenendo un Failure Index inferiore all'unità.

In particolare, sulla base dei risultati ottenuti, sono state selezionate le seguenti combinazioni:

- **Diametro 3 m:** Spessore 2 mm ($\sigma_{\theta\theta} = 270$ MPa) \rightarrow *Massa* = 80.28kg
- **Diametro 5 m:** Spessore 3 mm ($\sigma_{\theta\theta} = 300$ MPa) \rightarrow *Massa* = 200.80kg
- **Diametro 7 m:** Spessore 4 mm ($\sigma_{\theta\theta} = 315$ MPa) \rightarrow *Massa* = 374.98kg

Utilizzando esclusivamente queste configurazioni verificate e ottimizzate, è stato generato un grafico Massa-Diametro.

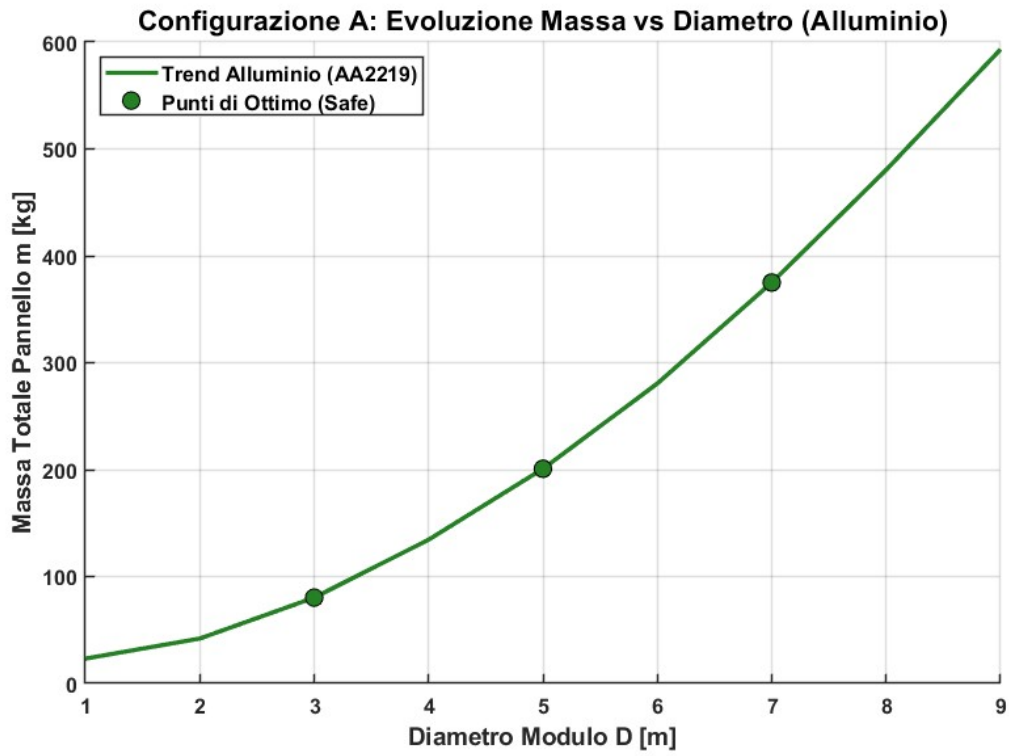


Figura 22: Grafico massa-diametro per le condizioni di ottimo

7.3 Configurazione B: pannello in composito CFRP (carbon/epoxy)

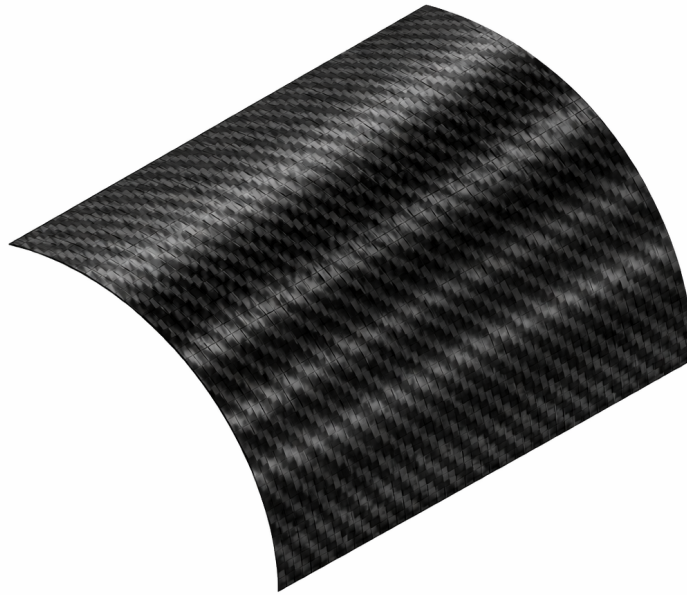


Figura 23: Pannello in Carbonio

7.3.1 Obiettivo della configurazione in composito

La configurazione in composito è introdotta con l'obiettivo di valutare il potenziale beneficio, in termini di prestazioni specifiche, di un laminato avanzato rispetto alla baseline isotropa in alluminio. In particolare, i compositi in fibra di carbonio sono impiegati in ambito aerospaziale per l'elevato rapporto rigidità/peso e resistenza/peso; nel presente lavoro essi vengono modellati come laminati equivalenti (*laminata-level*), al fine di ottenere trend quantitativi confrontabili al variare della geometria (diametro) e dello spessore strutturale.

7.3.2 Materiale adottato e motivazioni della scelta

Per le analisi è stato adottato un laminato in **CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) con matrice epossidica** (*carbon/epoxy*), modellato mediante una **lamina UD ortotropa** (proprietà direzionali) e una sequenza di laminazione bilanciata e simmetrica. Tale scelta consente di rappresentare un composito aerospaziale ad alte prestazioni con comportamento globale controllato, limitando accoppiamenti flessione-torsione e garantendo risultati numericamente stabili e confrontabili.

L'orientazione di riferimento è definita in modo che 0° coincida con la direzione assiale del pannello (lungo la lunghezza L), mentre 90° corrisponde alla direzione circonferenziale (*hoop*) del cilindro.

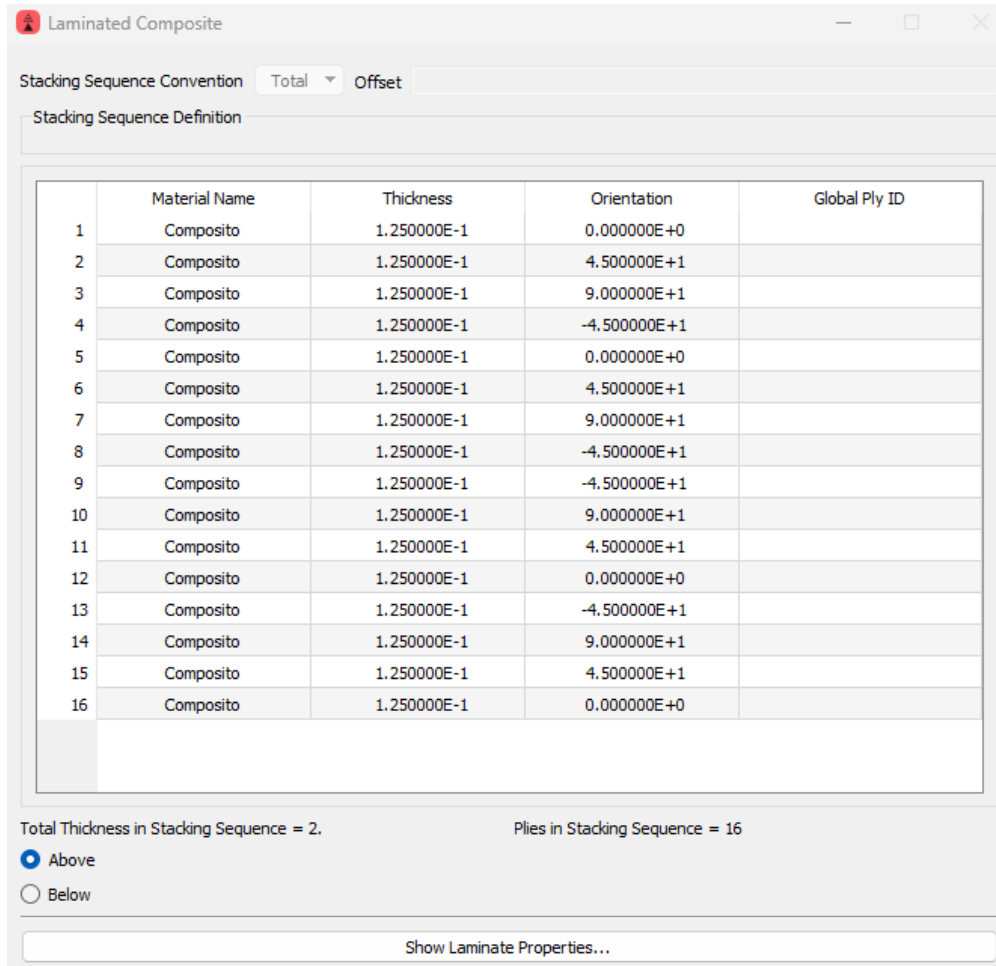


Figura 24: Orientamento del laminato e definizione dello spessore.

7.3.3 Caratteristiche del materiale e layup adottato

Il modello FEM implementa una singola lamina UD ortotropa in tensione piana (materiale 2D) e una proprietà di laminato tipo PCOMP. Il layup base utilizzato è bilanciato e simmetrico:

$$[0/ + 45/90/ - 45]_s,$$

in modo da ridurre accoppiamenti flessione-torsione e rendere il comportamento globale più regolare.

Tabella 6: Materiale composito adottato (CFRP carbon/epoxy) e caratteristiche considerate nel modello.

Voce	Scelta adottata	Motivazione
Materiale	CFRP (carbon/epoxy)	Materiale aerospaziale ad alte prestazioni con elevato rapporto rigidità/peso.
Modello lamina	Lamina UD ortotropa (2D, tensione piana)	Rappresentazione standard per laminati in analisi shell; proprietà direzionali.
Densità	$\rho \approx 1600 \text{ kg/m}^3$	Necessaria per calcolo massa e confronto prestazioni specifiche.
Layup base	$[0/ + 45/90/ - 45]_s$	Layup bilanciato e simmetrico: riduce accoppiamenti, comportamento globale più regolare.
Orientazione	0° assiale; 90° circonferenziale	Coerenza fisica con cilindro pressurizzato e confronti omogenei.
Spessore ply	$t_{ply} = 0.125 \text{ mm}$	Valore tipico per prepreg; consente variazione controllata dello spessore totale.
Analisi	Statica lineare (pressurizzazione interna)	Approccio comparativo: trend massa–rigidezza–resistenza.

7.3.4 Criteri di failure per laminati compositi e Failure Index

Per i laminati CFRP la verifica a resistenza non si basa su una singola tensione equivalente, ma richiede la valutazione delle componenti di tensione nelle direzioni locali di ciascuna lamina (direzione 1: fibra, direzione 2: trasversale, e taglio 12), confrontandole con opportuni limiti (*allowables*) in trazione, compressione e taglio. Nel presente lavoro la verifica è condotta mediante un **criterio di failure** per compositi, da cui si ottiene un **Failure Index** (FI) calcolato per ogni ply.

Il Failure Index è definito in modo tale che:

$$FI < 1 \Rightarrow \text{laminato in sicurezza}, \quad FI \geq 1 \Rightarrow \text{inizio failure secondo il criterio adottato.}$$

Nel presente studio è stato adottato un criterio di tipo **Tsai–Wu (stress-based)** come opzione standard di post-processing per laminati, poiché considera l'interazione tra componenti tensionali e distingue tra resistenze a trazione e compressione. I Failure Indices sono stati calcolati tramite *Patran Laminate Modeler*, che consente di associare

al materiale ortotropo i limiti di rottura e ricavare automaticamente **FI, Margins of Safety** e **lamina critica** (*worst ply*).

Allowables ply-level (esempio carbon/epoxy IM7/8552). Per fornire un riferimento realistico per i limiti di resistenza della lamina UD (trazione/compressione lungo 1 e 2, e taglio nel piano), si riportano in Tab. 7 valori tipici di letteratura per un sistema carbon/epoxy ad alte prestazioni. Tali limiti sono quelli richiesti dal solver per il calcolo del Failure Index (Max Stress / Tsai–Wu).

Tabella 7: Esempio di allowables ply-level per UD carbon/epoxy (IM7/8552) utilizzati per il calcolo dei Failure Index.

Parametro	Valore [MPa]
Tension Stress limit 11	2323.5
Tension Stress limit 22	1200.1
Compress stress limit 11	62.3
Compress stress limit 22	199.8
Shear Stress Limit	92.3
Interaction Term	0.0
Bounding Shear Stress Limit	92.3

Osservazioni parametri in tabella

- Tension Stress limit 11: resistenza a trazione lungo fibra, dir. 1
- Tension Stress limit 22: trazione trasversale, dir. 2
- Compress stress limit 11: resistenza a compressione lungo fibra, dir. 1
- Compress stress limit 22: compressione trasversale, dir. 2
- Shear Stress Limit: taglio nel piano 1–2
- Interaction Term: taglio nel piano 1–2 (ricavato sperimentalmente, oppure posto inizialmente nullo).
- Bounding Shear Stress Limit: Utile per fare analisi di bonding dedicate; in questo caso è approssimato con lo stesso valore dello shear stress limit.

Criterio di selezione degli spessori. Poiché l'obiettivo della Configurazione B è confrontare l'efficienza massa-resistenza del pannello CFRP, gli spessori che producono valori di FI sistematicamente molto inferiori a 1 (sovra-dimensionamento) vengono considerati meno informativi ai fini dell'ottimizzazione: si privilegiano configurazioni che mantengano $FI < 1$ con margine adeguato, evitando incrementi di massa non giustificati.

7.3.5 Campagna di analisi eseguita

La campagna numerica per la configurazione CFRP è stata articolata in due fasi, per separare l'effetto dello spessore del laminato dall'effetto della geometria (diametro/raggio).

Fase 1: variazione dello spessore a diametro costante. Sono state eseguite due analisi mantenendo il diametro di riferimento pari a $D = 5$ m e variando lo spessore totale del laminato:

$$t \in \{2 \text{ mm}, 3 \text{ mm}\}.$$

Lo spessore è ottenuto ripetendo il pacchetto base $[0/ + 45/90/ - 45]_s$ e mantenendo costante lo spessore della singola lamina ($t_{ply} = 0.125$ mm), secondo:

$$t = 2 \text{ mm} \Rightarrow ([0/ + 45/90/ - 45]_s)_2$$

$$t = 3 \text{ mm} \Rightarrow ([0/ + 45/90/ - 45]_s)_3$$

$$t = 4 \text{ mm} \Rightarrow ([0/ + 45/90/ - 45]_s)_4$$

Fase 2: variazione del diametro a spessore costante. Individuato lo spessore $t = 3$ mm come caso di riferimento per il confronto geometrico, sono state eseguite ulteriori analisi variando il diametro del pannello:

$$D \in \{3 \text{ m}, 5 \text{ m}, 7 \text{ m}\}, \quad \text{con } t = 3 \text{ mm}.$$

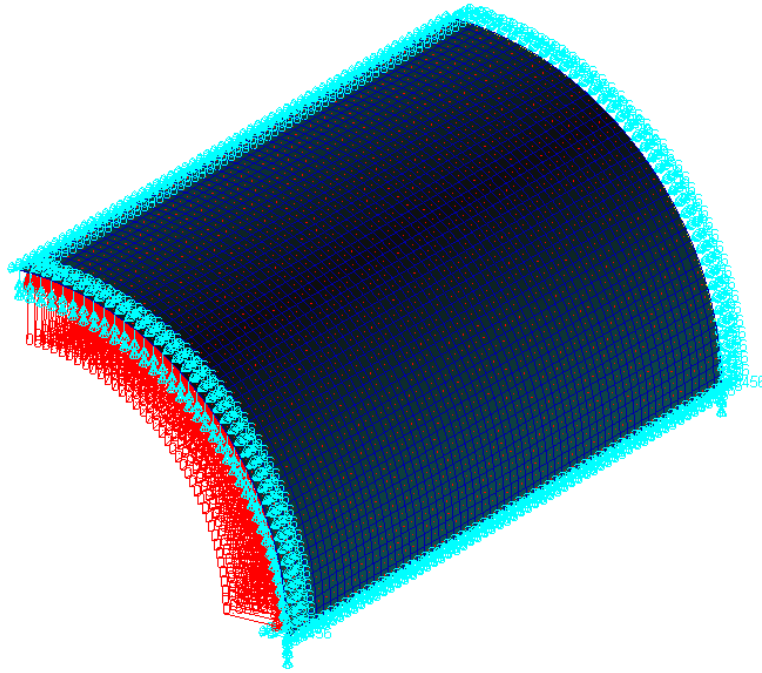


Figura 25: Pannello CFRP (caso di riferimento $D = 5$ m): geometria, discretizzazione e vincoli.

7.3.6 Output e criteri di confronto

Per ciascun caso analizzato vengono estratti:

- spostamento massimo U_{\max} (indicatore di rigidità globale);
- massa totale m , calcolata tramite *Mass Properties* a partire da densità e proprietà del laminato;
- Failure Index massimo FI_{\max} (criterio Tsai–Wu) e identificazione della lamina critica (*worst ply*).

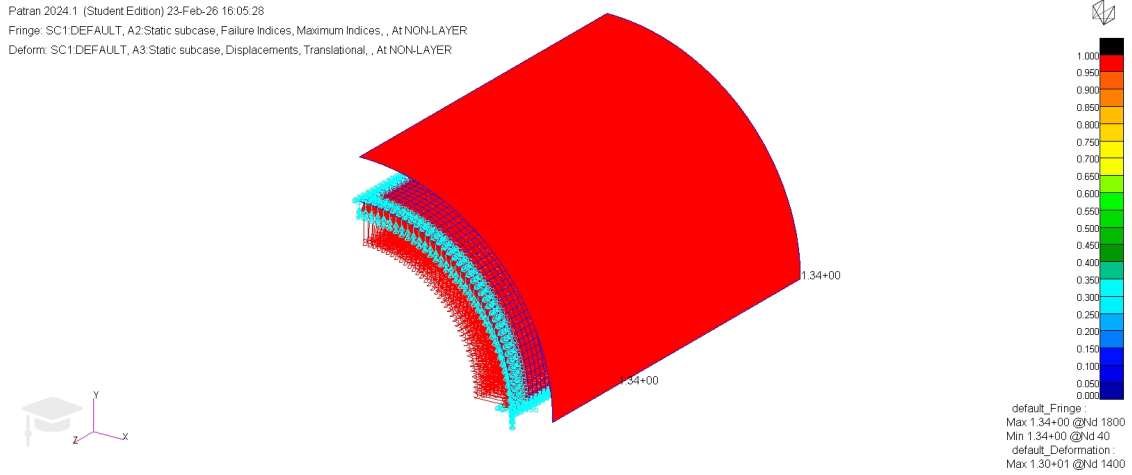


Figura 26: Pannello in Composito t= 2 mm: Failure Index

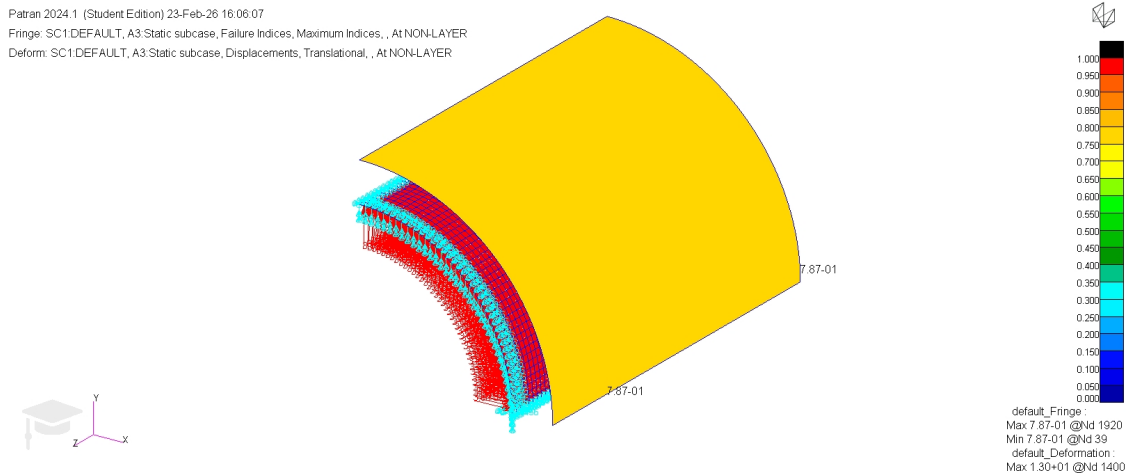


Figura 27: Pannello in Composito t= 3 mm: Failure Index

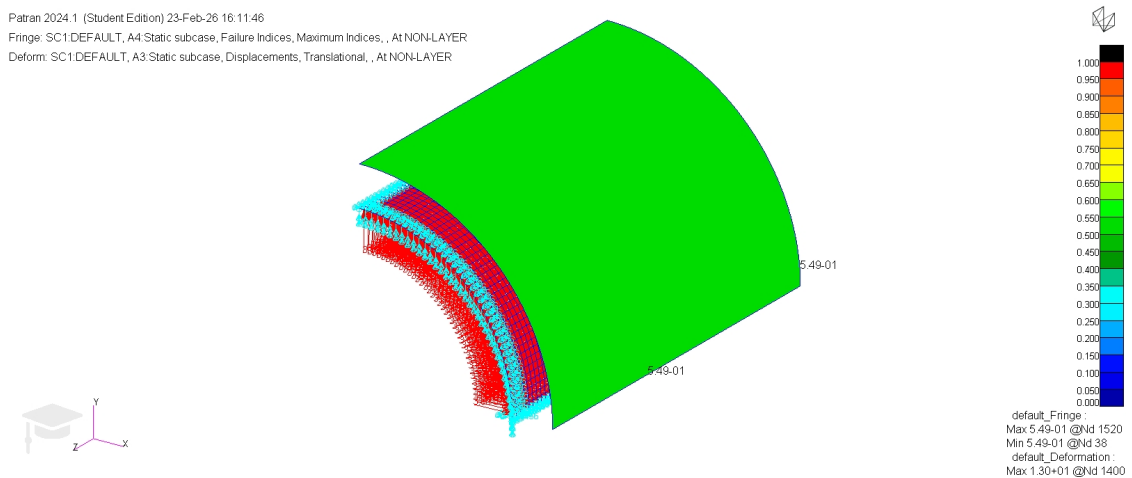


Figura 28: Pannello in Composito t= 4 mm: Failure Index

I risultati sono sintetizzati in tabelle riassuntive e utilizzati per costruire il grafico Massa–Raggio, utile a confrontare l’efficienza delle diverse soluzioni al variare della geometria.

Tabella 8: Risultati CFRP a diametro costante ($D = 5$ m): effetto dello spessore del laminato.

Spessore t [mm]	# plies	Massa m [kg]	U_{\max} [mm]	FI_{\max} [-]	Ply critico
2	16	75.4	19.6	1.34	10°/14°/3°/7°
3	24	113.1	12.9	0.79	//
4	32	150.8	9.7	0.549	//

Osservazioni ricavate dalle analisi: Lo scopo di queste analisi è stato individuare lo **spessore minimo del laminato** tale da soddisfare i **criteri di failure** imposti a priori. La campagna è partita da uno spessore totale di **2 mm**, per poi passare a **3 mm** e, per finire a **4 mm**. Dai risultati ottenuti si è deciso di scartare a priori la soluzione con spessore di **4 mm** dato che risulta poco efficiente in termini di massa (relazionandolo alla configurazione in Alluminio).

Dall’analisi del caso a **2 mm** (layup base ripetuto **2 volte** in modo simmetrico) è emerso che **alcuni ply** presentavano un **Failure Index** maggiore di 1, risultando quindi non verificato. Questo risultato ha suggerito che un incremento moderato dello spessore sarebbe stato sufficiente: ripetendo infatti il layup base **3 volte** in modo simmetrico (spessore totale **3 mm**), **tutti i plies** hanno rispettato i criteri di failure (Failure Index ≤ 1).

Per questo motivo, lo spessore **3 mm** è stato assunto come **caso di riferimento** per le analisi successive. A parità di materiale, layup e condizioni di carico/vincolo, è stato quindi variato il **diametro del pannello** al fine di costruire il grafico **Diametro–Massa**, in modo analogo a quanto svolto per la configurazione A.

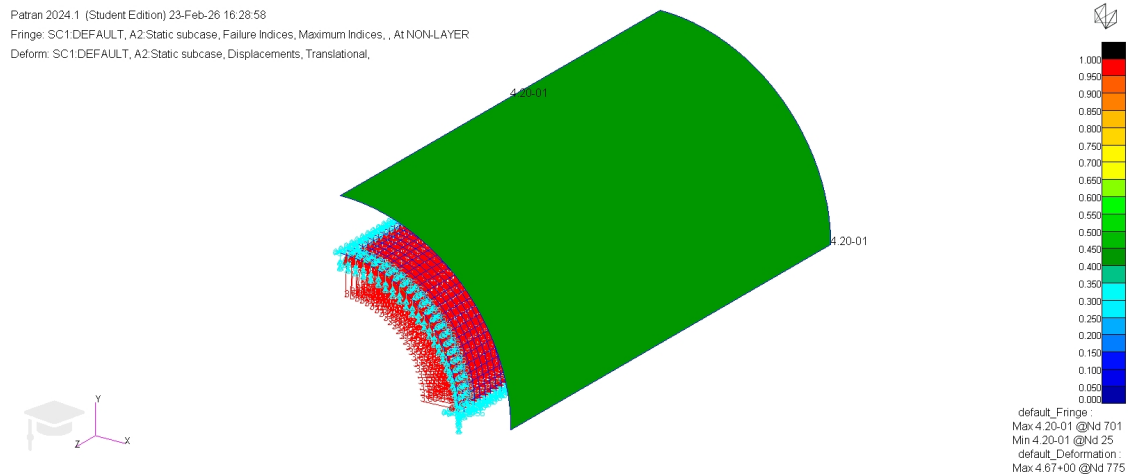


Figura 29: Pannello in Composito 3 metri: Failure Index

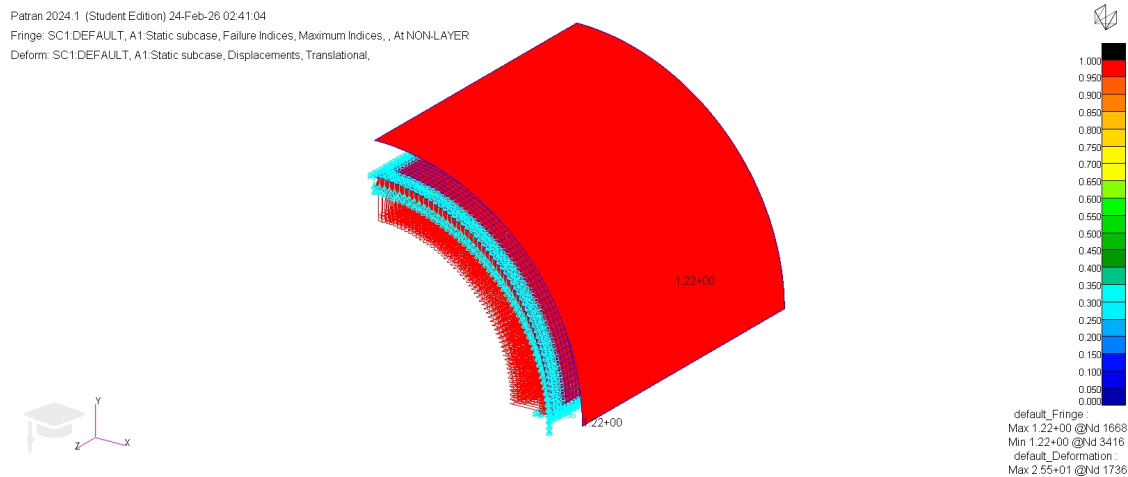


Figura 30: Pannello in Composito 7 metri: Failure Index

Tabella 9: Risultati CFRP a spessore costante ($t = 3$ mm): effetto del diametro del pannello.

Diametro D [m]	Massa m [kg]	U_{\max} [mm]	FI_{\max} [-]	Ply critico
3	67.84	4.7	0.41	//
5	113.1	12.9	0.79	//
7	158.3	25.5	1.23	15°/11°/18°/22°/3°/7°

7.3.7 Osservazioni finali e grafico

Dopo aver svolto le analisi sia al variare dello spessore del laminato sia al variare del diametro del modulo, è stato possibile costruire il grafico **Massa–Diametro**. Si osserva che, per il caso a $D = 7$ m, l'analisi ha restituito un **Failure Index** maggiore di 1,

indicando il superamento del criterio di rottura per il laminato in **CFRP carbon/epoxy (IM7/8552)** con spessore di riferimento pari a $t = 3$ mm.

Questo risultato suggerisce che, qualora si volesse impiegare un modulo cilindrico gonfiabile con diametro **maggiore o uguale a 6 m**, sarebbe necessario incrementare lo spessore del pannello ad almeno $t = 4$ mm, in alternativa si potrebbe intervenire sull'orientamento delle fibre, al fine di riportare il Failure Index al di sotto dell'unità. Aumentare lo spessore comporterebbe inevitabilmente un **aumento della massa** strutturale, riducendo il vantaggio specifico del composito.

Al contrario, per diametri **inferiori a 6 m**, le analisi evidenziano un **Failure Index** < 1 , condizione per cui il componente risulta verificato e non va incontro a rottura secondo il criterio adottato.

Analisi aggiuntiva Per ovviare al problema del **Failure Index** relativo alla configurazione con diametro di 7 metri, sono state svolte altre analisi andando a variare l'orientamento delle fibre. In particolare:

$$t = 3 \text{ mm} \Rightarrow ([+45/ - 45/ + 45/ - 45]_s)_3$$

$$t = 3 \text{ mm} \Rightarrow ([0/ + 60/ - 60]_s)_4$$

Nel primo caso si è ottenuto un valore del **Failure Index** > 1 ; Nel caso di laminazione $[0/ + 60/ - 60]_s$, il **Failure Index** = 0.99, un valore accettabile seppur molto vicino al limite massimo.

7.3.8 Confronto degli spostamenti

Anche in questo caso, per le 3 configurazioni analizzate in carbonio viene ricavato lo spostamento massimo ottenuto sul pannello e valutato tenendo in considerazione un valore massimo di 50mm.

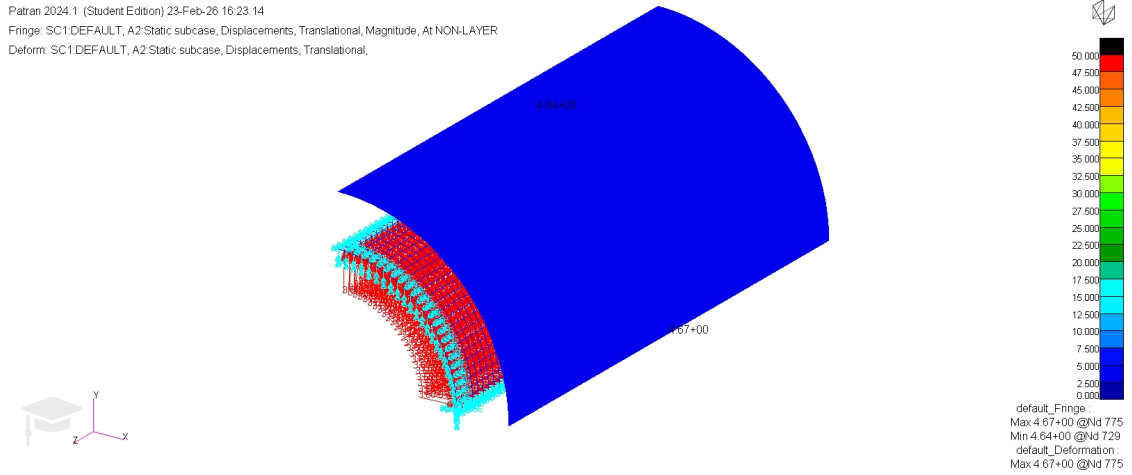


Figura 31: Pannello in Composito 3 metri: Spostamento massimo

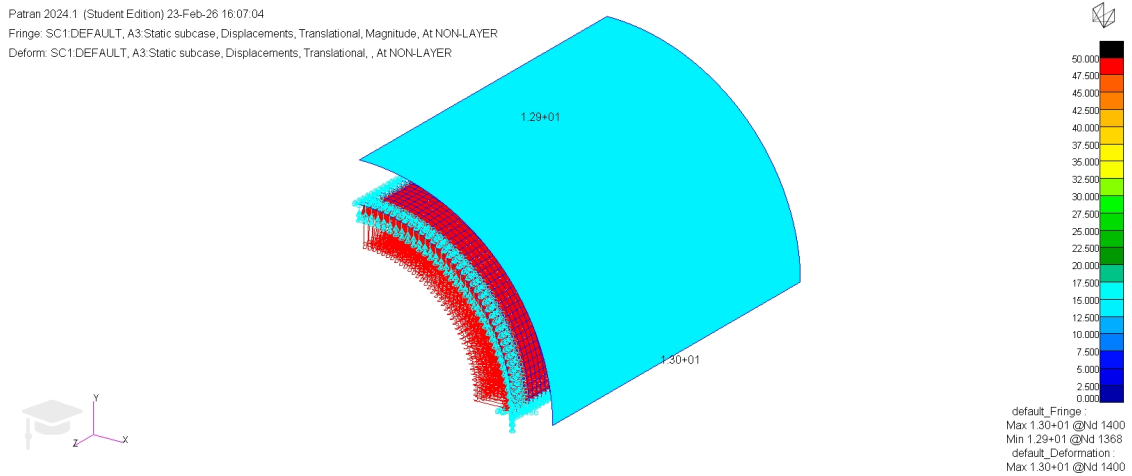


Figura 32: Pannello in Composito 5 metri: Spostamento massimo

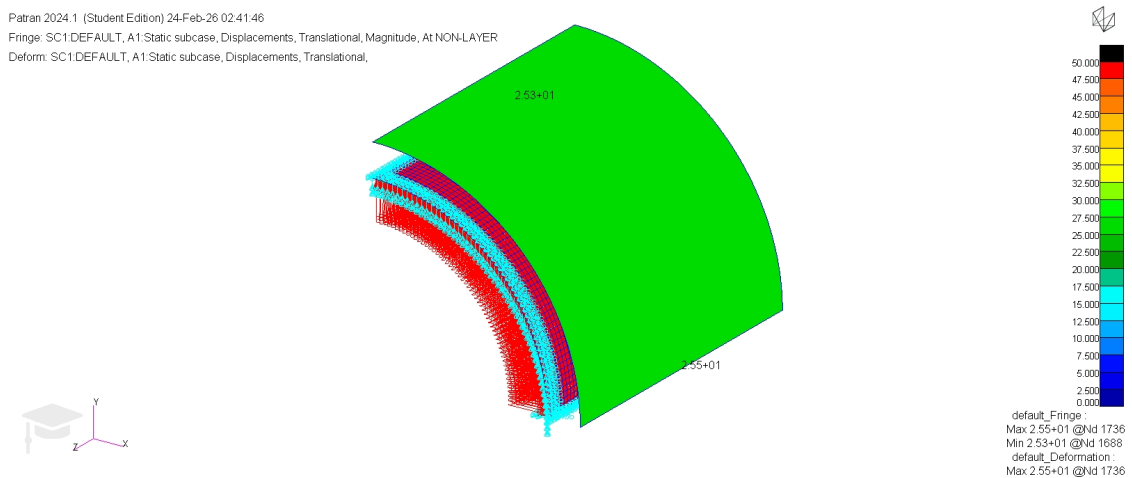


Figura 33: Pannello in Composito 7 metri: Spostamento massimo

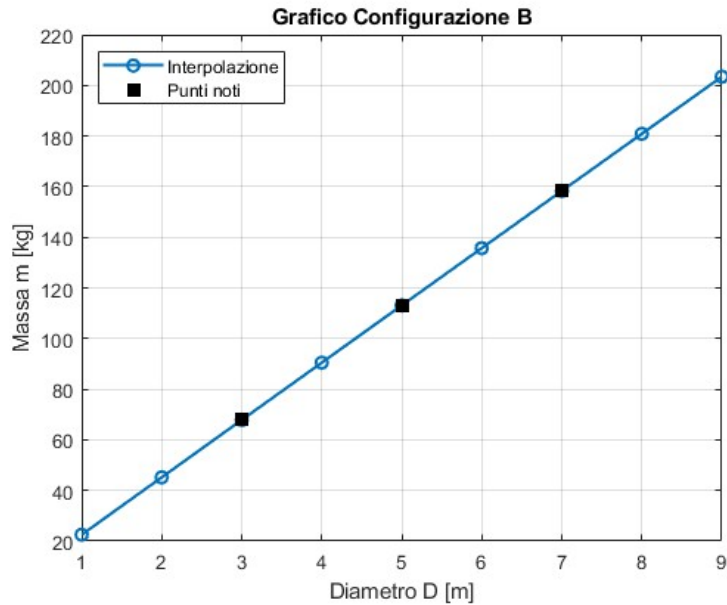


Figura 34: Andamento Massa–Diametro per la configurazione in composito con spessore costante (3mm)

7.3.9 Analisi di sensibilità: spessori e diametri

In questa sezione si approfondisce la risposta strutturale della Configurazione B attraverso una doppia analisi parametrica. L'obiettivo è determinare lo spessore minimo t necessario per garantire l'integrità strutturale al crescere del diametro del modulo ($D = 3, 5, 7$ m), mantenendo costante la pressione di progetto di 0.36 MPa. Per ogni diametro, sono stati testati quattro diversi spessori del composito: 1 mm, 2 mm, 3 mm e 4 mm. I criteri di accettazione si basano sul Failure Index di Tsai-Wu impostato durante la creazione del materiale su Patran-Nastran. Tutti i valori che ottengono un FI > 1 verranno scartati.

Tabella 10: Analisi di sensibilità della Configurazione B: Failure Index al variare del diametro e dello spessore del pannello.

Diametro	FI_{max} [-]			
	1 mm	2 mm	3 mm	4 mm
3 m	1.73	0.69	0.42	0.30
5 m	> 1	1.34	0.79	0.55
7 m	> 1	> 1	1.23	0.84

7.3.10 Selezione delle configurazioni ottime e analisi Massa-Diametro

A valle dell'analisi di sensibilità condotta sugli spessori, si è proceduto alla selezione dei design ottimali per ciascuna scala dimensionale del modulo. Il criterio di scelta adottato consiste nell'individuare, per ogni diametro, lo spessore minimo che garantisce un $FI < 1$. Tale approccio permette di massimizzare l'efficienza strutturale del pannello metallico, minimizzando la massa..

In particolare, sulla base dei risultati ottenuti, sono state selezionate le seguenti combinazioni:

- **Diametro 3 m:** Spessore 2 mm \rightarrow $Massa = 45.23kg$
- **Diametro 5 m:** Spessore 3 mm \rightarrow $Massa = 113.15kg$
- **Diametro 7 m:** Spessore 4 mm \rightarrow $Massa = 211.11kg$

Utilizzando esclusivamente queste configurazioni verificate e ottimizzate, è stato generato un nuovo grafico Massa-Diametro.

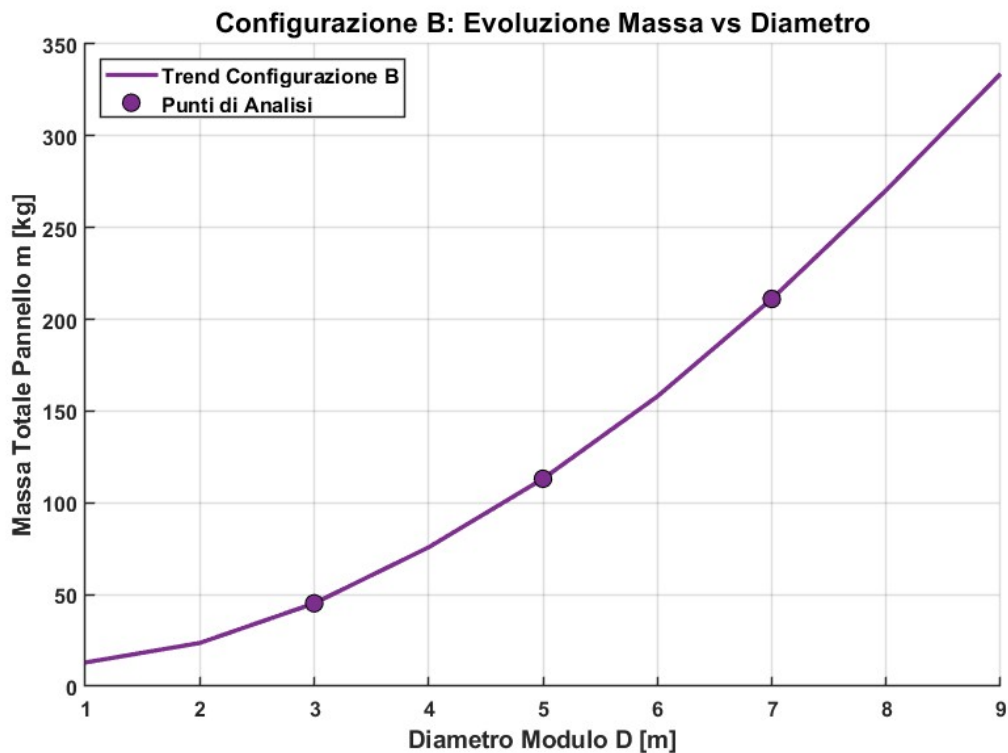


Figura 35: Grafico massa-diametro per le condizioni di ottimo

7.4 Configurazione C: bladder e *restrain layer* a nastri

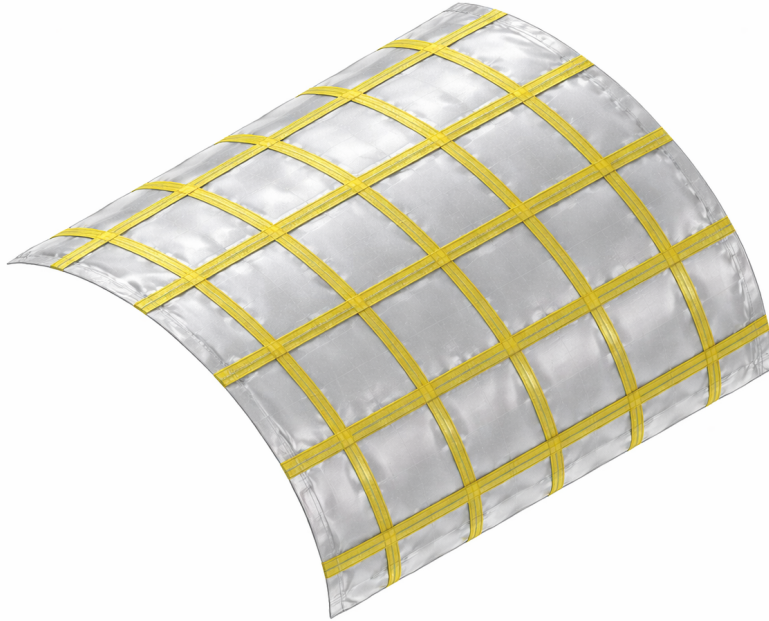


Figura 36: Pannello in TPU+Nastri

7.4.1 Descrizione della soluzione e vantaggi attesi

La terza configurazione analizzata riproduce, in forma semplificata ma coerente con l'architettura tipica degli habitat gonfiabili, un sistema strutturale composto da:

- uno **strato interno di tenuta** (*bladder*), responsabile principalmente della tenuta del volume pressurizzato e del contributo di massa;
- uno **strato esterno di contenimento** (*restrain layer*), che assorbe la maggior parte dei carichi derivanti dalla pressione interna tramite una rete di nastri in trazione.

Rispetto ad un guscio continuo (metallico o in composito), i vantaggi attesi sono:

- **efficienza massa/rigidezza**: la portanza è concentrata nei nastri, che lavorano principalmente a trazione;
- **modularità e scalabilità**: la rigidezza globale si regola agendo su **passo s** e **area equivalente A** dei nastri;
- **rappresentatività tecnologica**: il concetto bladder + restrain layer è tipico delle strutture gonfiabili studiate per applicazioni spaziali.

7.4.2 Impostazione geometrica e ipotesi del modello FEM

Il componente studiato è un **pannello curvo** ottenuto come **un quarto di cilindro** (simmetria su due piani), con lunghezza assiale:

$$L = 6 \text{ m.}$$

Il caso di riferimento adotta un diametro:

$$D = 5 \text{ m,}$$

successivamente variato a $D = 3 \text{ m}$ e $D = 7 \text{ m}$ per la correlazione massa–raggio.

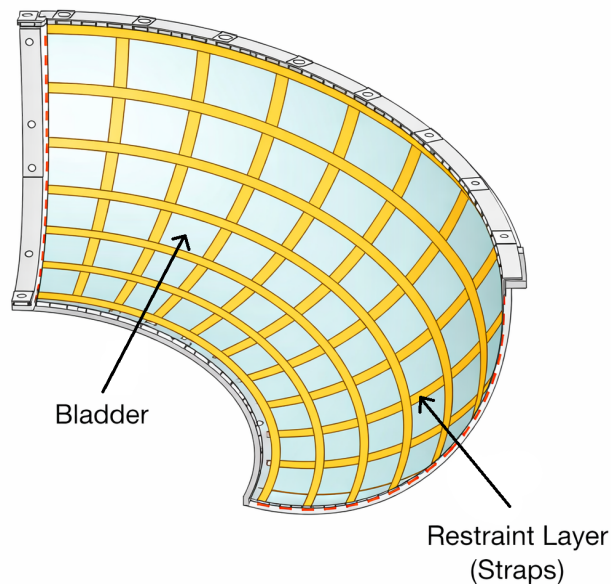


Figura 37: Schema del pannello: porzione di cilindro pari a 1/4 di circonferenza e lunghezza $L = 6 \text{ m}$.

Il componente viene discretizzato con elementi QUAD4 lungo tutta la superficie, vengono inseriti i vincoli di simmetria e bloccata la traslazione agli estremi lungo z . Per quanto riguarda la creazione di nastri sono possibili due strade:

- Utilizzo elementi 1D ROD, sia longitudinali che trasversali, impostando un'area equivalente variabile a seconda della configurazione scelta;
- Utilizzo di ply applicati sopra la superficie del bladder con spessore equivalente ai nastri applicati nel caso reale.

Per questa analisi viene adottato un approccio *ply-based*, andando quindi a ricavare uno spessore equivalente dei nastri da applicare sopra al bladder, che riproduca fedelmente il *restrain layer* e che permetta di ricavare spostamenti e stress in maniera approssimata.

7.4.3 Scelta dei materiali

La selezione dei materiali è stata condotta sulla base di un'approfondita revisione in letteratura dei moduli gonfiabili aerospaziali preesistenti, quali i progetti TransHab e BEAM. Per la camera d'aria (bladder), lo standard di settore prevede l'impiego di elastomeri come il Poliuretano Termoplastico (TPU), che nel presente modello ad elementi finiti è stato schematizzato come un materiale isotropo equivalente. Per quanto concerne l'esoscheletro strutturale (nastri), sono stati presi in esame due materiali compositi ampiamente validati per i recipienti in pressione: Kevlar/Epossidica e Vectran/Epossidica. Lo studio si articola pertanto in due fasi metodologiche: inizialmente si valuteranno e confronteranno due configurazioni di base (TPU/Vectran e TPU/Kevlar). Successivamente, individuato il materiale composito in grado di garantire le prestazioni strutturali ottimali, si procederà con un'analisi parametrica, variando il passo e l'area della sezione resistente dei nastri, al fine di determinare la configurazione finale che rispetti rigorosamente i limiti progettuali imposti.

Tabella 11: Proprietà TPU (bladder)

Parametro	Valore
Modulo di Young E [MPa]	30
Coefficiente di Poisson ν [-]	0.49
Densità ρ [kg/mm ³]	$1.22 \cdot 10^{-6}$

Tabella 12: Proprietà materiali compositi unidirezionali.

Materiale	E_{11} [MPa]	E_{22} [MPa]	ν_{12} [-]	G_{12} [MPa]	$G_{13} = G_{23}$ [MPa]	ρ [Kg/mm ³]
Kevlar 49 / Epoxy	74100	5160	0.421	2070	2070	$1.44 \cdot 10^{-6}$
Vectran HT / Epoxy	46000	5500	0.380	2200	2200	$1.30 \cdot 10^{-6}$

7.4.4 Criteri di failure

Il *restraint layer* è modellato con un approccio *ply-based* (PCOMP) ma rappresenta fisicamente l'equivalente di molteplici nastri che lavorano prevalentemente **in trazione**

lungo la direzione del nastro. In tale contesto, il modo di collasso rilevante è governato dalla tensione lungo fibra del ply, σ_1 , estratta direttamente dai risultati FEM come *Ply Stress S1* (oppure *NORMAL-1* nel file .f06). Pertanto, la verifica viene condotta con un criterio *strap-dominant* di tipo *maximum stress*:

$$FI_{RL} = \frac{\sigma_{1,\max}}{\sigma_{\text{allow}}}, \quad \sigma_{\text{allow}} = \frac{\sigma_{\text{rottura}}}{SF}, \quad (8)$$

dove $\sigma_{1,\max}$ è la massima tensione lungo fibra nel ply di rinforzo (valore massimo tra plies hoop e plies longitudinali nella regione di interesse), σ_{\max} è la tensione ultima a trazione del materiale del nastro e SF è il fattore di sicurezza adottato. La condizione di integrità del restraint layer è:

$$FI_{RL} < 1. \quad (9)$$

Nel presente lavoro è adottato $SF = 1.5$. Le tensioni ultime di riferimento sono assunte da datasheet/brochure: per Kevlar 49 $\sigma_{\max} = 3000$ MPa (yarn, straight test) oppure $\sigma_{\max} = 3600$ MPa (epoxy-impregnated strands), mentre per Vectran HT $\sigma_{\max} = 3200$ MPa. Ne consegue:

$$\sigma_{\text{allow}}^{\text{Kev49}} = 2400 \text{ MPa}, \quad \sigma_{\text{allow}}^{\text{Vectran}} = 2133 \text{ MPa}. \quad (10)$$

Nota sulla scelta del criterio. L'adozione del criterio *strap-dominant* è motivata dal fatto che il restraint layer è progettato per portare carico principalmente lungo fibra; criteri per laminati multiassiali (es. Tsai–Wu) includono contributi trasversali e di taglio (σ_2, τ_{12}) che, nel caso di rinforzi equivalenti a webbing/straps, possono risultare eccessivamente conservativi e dominati da effetti locali/di bordo della discretizzazione. Per questo motivo, σ_1 è assunta come grandezza governante per la verifica di integrità del restraint layer.

Criterio per il bladder in TPU: Il bladder in TPU viene modellato come materiale isotropo (ad es. MAT1) e la sua funzione primaria è la tenuta. Per polimeri/elastomeri, un criterio basato su deformazione è spesso più appropriato di un criterio puramente tensionale. Si introduce quindi un indice basato sulla massima deformazione principale:

$$FI_{\text{TPU}} = \frac{\varepsilon_{\max}}{\varepsilon_{\text{lim}}}, \quad (11)$$

dove ε_{\max} è la massima deformazione principale ottenuta dall'analisi e ε_{lim} è un limite ammissibile scelto a partire da dati sperimentali/datasheet e ridotto tramite fattore di sicurezza. Nel caso in esame si va a scegliere un limite di strain "piccolo" ricavato da:

$$\varepsilon_{\text{allow}} = 0.05 \quad (5\%) \quad \Rightarrow \quad u_{r,\text{allow}} = 0.05 \cdot 2500 = 125 \text{ mm} \quad (12)$$

Indice globale di integrità del pannello Infine, si definisce un indicatore globale come massimo tra i sottosistemi:

$$FI_{\text{global}} = \max(FI_{\text{Kevlar}}, FI_{\text{TPU}}). \quad (13)$$

La condizione di integrità del pannello pressurizzato è quindi:

$$FI_{\text{global}} < 1. \quad (14)$$

7.4.5 Costruzione del laminato (5 plies simmetrici) e direzioni dei plies

Il pannello è un settore cilindrico. Dalla verifica degli assi locali degli elementi shell risulta: x_{loc} **parallelo alla direzione hoop** e y_{loc} **parallelo alla direzione assiale Z**. Di conseguenza:

- ply **hoop** \Rightarrow angolo **0°** (fibra lungo x_{loc}),
- ply **longitudinale** \Rightarrow angolo **90°** (fibra lungo y_{loc}).

Per entrambe le prove (Kevlar oppure Vectran) il layup impiegato è simmetrico a 5 plies:

$$[\text{Rinforzo}_{0^\circ}/\text{Rinforzo}_{90^\circ}/\text{TPU}/\text{Rinforzo}_{90^\circ}/\text{Rinforzo}_{0^\circ}], \quad (15)$$

dove Rinforzo è Kevlar/epoxy oppure Vectran/epoxy.

7.4.6 Spessore equivalente dei plies

I nastri discreti (area di sezione A) distanziati di un passo s vengono rappresentati come uno spessore equivalente continuo (*smearred*) nel ply:

$$t_{\text{eq}} = \frac{A}{s}. \quad (16)$$

Nel layup simmetrico di Eq. (15), lo spessore equivalente totale di ciascuna famiglia di nastri è suddiviso su due plies (uno per lato della midsurface), quindi:

$$t_{\text{ply}} = \frac{t_{\text{eq}}}{2} = \frac{A}{2s}. \quad (17)$$

7.4.7 Trattazione analitica e calcolo delle tensioni nominali

Al fine di validare i risultati ottenuti dall'analisi numerica ad elementi finiti (FEM) e comprendere a fondo il reale stato di sollecitazione dell'esoscheletro, è fondamentale affiancare al modello numerico un calcolo analitico basato sulla teoria classica dell'elasticità. Tale approccio permette di stimare le tensioni nominali attese sui singoli nastri, lontani da eventuali singolarità o effetti di bordo.

Assumendo che il modulo gonfiabile si comporti globalmente come un recipiente in pressione a parete sottile di raggio R , soggetto a una pressione interna differenziale p , i flussi di sforzo a membrana (forza per unità di lunghezza) sono governati dalle equazioni di Mariotte. Nello specifico, si definiscono il flusso circonferenziale (direzione *hoop*) N_θ e il flusso longitudinale (direzione assiale) N_z come:

$$N_\theta = p \cdot R = 112500 \text{ N}$$

$$N_z = \frac{p \cdot R}{2} = 56250 \text{ N}$$

A differenza di un guscio isotropo continuo, in cui tali flussi si distribuiscono su uno spessore omogeneo, nella struttura in esame l'intero carico di pressione deve essere assorbito quasi interamente dal restraint layer in materiale composito (Kevlar o Vectran), poiché il *bladder* in TPU ha principalmente funzione di tenuta ai gas e una rigidità strutturale quasi trascurabile.

Definendo con s_c il passo (distanza interasse) tra i nastri circonferenziali e con s_l il passo tra i nastri longitudinali, è possibile ricavare la forza di trazione totale che agisce su ciascun singolo elemento dell'orditura. Ogni nastro si fa carico della pressione agente sulla porzione di guscio di sua competenza:

$$F_\theta = N_\theta \cdot s_c = p \cdot R \cdot s_c$$

$$F_z = N_z \cdot s_l = \frac{p \cdot R \cdot s_l}{2}$$

A questo punto, note le aree delle sezioni trasversali dei nastri nelle due direzioni (A_c e A_l), la teoria solida impone che la struttura lavori in uno stato di pura trazione monoassiale lungo le fibre. Le tensioni nominali massime (σ_c e σ_l) sviluppate all'interno dei nastri risultano pertanto:

$$\sigma_\theta = \frac{F_c}{A_c} = \frac{p \cdot R \cdot s_c}{A_c}$$

$$\sigma_z = \frac{F_l}{A_l} = \frac{p \cdot R \cdot s_l}{2 \cdot A_l}$$

I valori di tensione di σ_θ analitici costituiscono un termine di paragone necessario per validare le analisi svolte su Patran e vengono riportate in tabella per tutte le configurazioni analizzate.

7.4.8 Campagna delle analisi parametriche

Al fine di individuare l'architettura ottima del modulo gonfiabile, è stata pianificata ed eseguita una vasta campagna di simulazioni ad elementi finiti. L'obiettivo delle analisi è quello di minimizzare la massa complessiva dell'esoscheletro, garantendo al contempo il rispetto dei limiti di resistenza (Failure Index di Tsai-Wu < 1) e dei vincoli di rigidezza (spostamento radiale e assiale massimo consentito).

Viene scelto per ogni configurazione uno spessore del TPU $t_{TPU} = 1mm$.

Le variabili di progetto (design variables) investigate in questo studio parametrico sono tre:

- Il passo tra i centri dei nastri (s);
- L'area della sezione resistente del singolo nastro (A);
- Il materiale costituente l'orditura (Kevlar 49/Epoxy e Vectran HT/Epoxy).

A partire da queste variabili, sono state definite 5 diverse configurazioni geometriche di base. Per ciascuna di esse, lo spessore equivalente (t_{eq}) del ply continuo è stato ricalcolato analiticamente mediante il rapporto A/s , in modo da istruire correttamente il solutore per l'approccio *smear*.

Le 7 varianti geometriche sono riassunte nella Tabella 15. Per valutare l'influenza del materiale sulle prestazioni strutturali, ciascuna di queste geometrie è stata testata virtualmente assegnando dapprima le proprietà del Kevlar e successivamente quelle del Vectran, per un totale di 14 iterazioni distinte.

Tabella 13: Matrice dei test geometrici per la campagna di analisi. Ciascuna configurazione è stata valutata sia in Kevlar 49 che in Vectran HT.

ID Prova	Passo s [mm]	Area del nastro A [mm ²]	Spessore eq. t_{eq} [mm]
Configurazione 1	250	50	0.20
Configurazione 2	250	75	0.30
Configurazione 3	125	50	0.40
Configurazione 4	125	60	0.48
Configurazione 5	125	75	0.60
Configurazione 6	125	85	0.68
Configurazione 7	125	100	0.80

I risultati di queste 14 analisi verranno sistematicamente confrontati nei paragrafi successivi per estrarre la configurazione *best-performer* che soddisfa i requisiti di missione.

Tabella 14: Dati ricavati dalle configurazioni con nastri in Vectran

ID Prova	Massa [kg]	Spostamento max [mm]	σ_{θ}^{FEM} [MPa]	$\sigma_{\theta}^{Teorica}$ [MPa]
Vec. 1 ($t_{eq} = 0.2mm$)	41.01	222	4004	4500
Vec. 2 ($t_{eq} = 0.3mm$)	47.12	147	2672	3000
Vec. 3 ($t_{eq} = 0.4mm$)	53.25	110	2005	2250
Vec. 4 ($t_{eq} = 0.48mm$)	58.15	91.7	1679	1875
Vec. 5 ($t_{eq} = 0.6mm$)	65.5	75	1338	1500
Vec. 6 ($t_{eq} = 0.68mm$)	70.4	64.6	1181	1324
Vec. 7 ($t_{eq} = 0.8mm$)	77.75	100	1004	1125

Tabella 15: Dati ricavati dalle configurazioni con nastri in Kevlar

ID Prova	Massa [kg]	Spostamento max [mm]	σ_{θ}^{FEM} [MPa]	$\sigma_{\theta}^{Teorica}$ [MPa]
Kev. 1 ($t_{eq} = 0.2mm$)	42.31	145	4196	4500
Kev. 2 ($t_{eq} = 0.3mm$)	49.1	96.7	2800	3000
Kev. 3 ($t_{eq} = 0.4mm$)	55.89	72.5	2101	2250
Kev. 4 ($t_{eq} = 0.48mm$)	61.31	60.3	1751	1875
Kev. 5 ($t_{eq} = 0.6mm$)	69.46	48.2	1401	1500
Kev. 6 ($t_{eq} = 0.68mm$)	74.88	42.5	1236	1324
Kev. 7 ($t_{eq} = 0.8mm$)	83.03	36.1	1051	1125

7.4.9 Analisi di trade-off

Al fine di sintetizzare la vasta mole di dati ricavata dalle simulazioni FEM e individuare l'architettura strutturale ottima (*best performer*), è stata condotta un'analisi di *trade-off* multi-obiettivo. In fase di progettazione di un esoscheletro gonfiabile spaziale, ci si scontra infatti con due obiettivi contrastanti: la minimizzazione della massa al lancio (fondamentale per ridurre i costi della missione) e la massimizzazione della rigidezza globale (necessaria per garantire la stabilità dimensionale del modulo). Per valutare l'ammissibilità delle singole varianti, lo spazio delle soluzioni è stato filtrato imponendo due vincoli categorici, ovvero *hard constraints* di missione:

1. **Vincolo di Resistenza (Failure):** La tensione massima estratta dal solutore non deve superare il carico di rottura a trazione del materiale ($\sigma_{\theta}^{FEM} \leq \sigma_{max}$).
2. **Vincolo Cinematico (Rigidezza):** L'espansione radiale massima del *bladder* non deve superare la soglia limite di progetto, fissata a 125 mm, per evitare fenomeni critici di spanciamento locale (*bulging*) e garantire l'accoppiamento con le interfacce rigide della stazione spaziale.

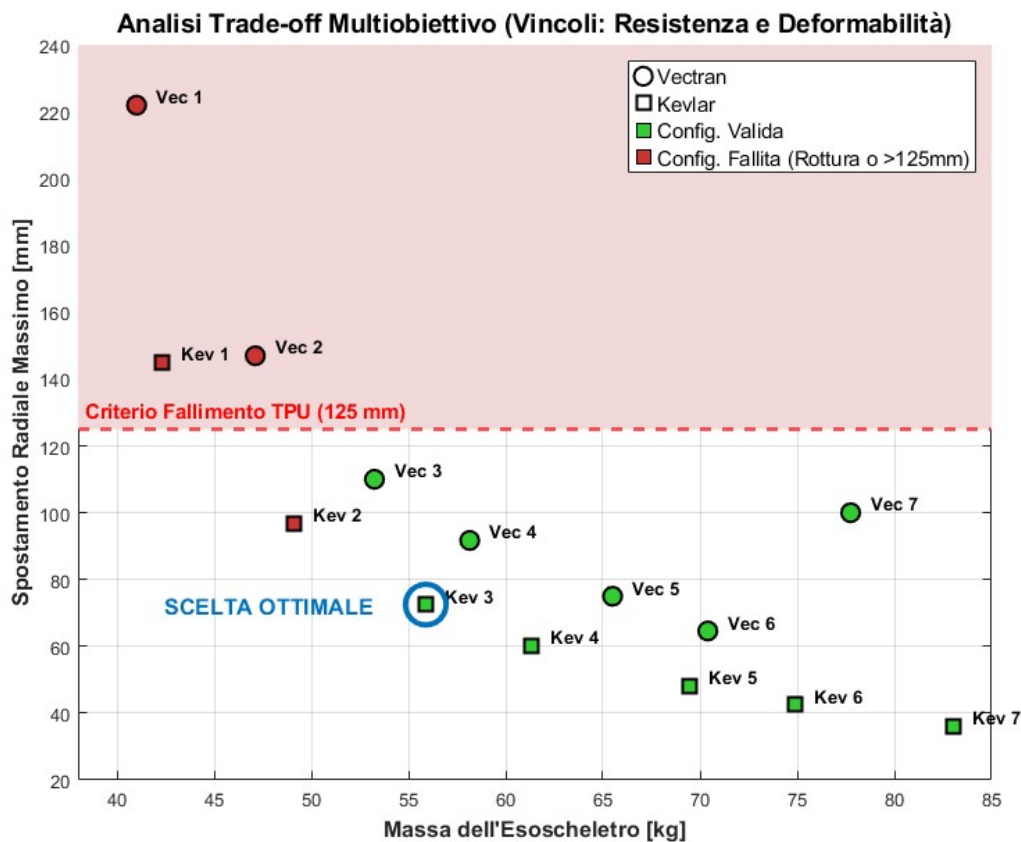


Figura 38: Analisi di Trade-off multi-obiettivo per la selezione dell'architettura ottima.

Osservazioni sui dati: L'analisi sistematica dei risultati riportati nelle tabelle evidenzia un'eccellente correlazione tra il modello numerico ad elementi finiti e la trattazione analitica preliminare. Si osserva, in tutte le configurazioni analizzate, che la tensione circonferenziale massima estratta dal solutore (σ_{θ}^{FEM}) risulta sistematicamente inferiore del 10-15 % rispetto al valore nominale teorico ($\sigma_{\theta}^{Teorica}$). Tale scostamento conferma la bontà del modello 3D: a differenza delle equazioni classiche per i recipienti a parete sottile – che assumono un comportamento membranale ideale e monodirezionale – l'analisi FEM tiene conto della reale ridistribuzione tridimensionale degli sforzi, degli effetti di Poisson e del parziale irrigidimento globale offerto dall'interazione tra i nastri e il bladder in TPU. Dal punto di vista della resistenza strutturale, i dati confermano che le Configurazioni 1 ($t_{eq} = 0.2$ mm) risultano fortemente sottodimensionate, sviluppando picchi tensionali prossimi ai 4000 MPa, ben oltre i limiti a trazione dei materiali (2400 MPa per il Kevlar e 2133 MPa per il Vectran). L'esoscheletro raggiunge invece la piena ammissibilità strutturale a partire dalla Configurazione 2 ($t_{eq} = 0.4$ mm). Infine, il confronto diretto tra i due materiali fa emergere un chiaro trade-off prestazionale: a parità di massa dell'orditura, il Kevlar garantisce una rigidità nettamente superiore, limitando l'espansione radiale massima a valori quasi dimezzati rispetto al Vectran. Tale caratteristica rende il Kevlar il candidato ingegneristicamente più idoneo qualora la stabilità dimensionale del modulo e il contenimento del bulging locale rappresentino i requisiti primari di missione.

7.4.10 Selezione dell'architettura e dimensionamento conservativo per la scalabilità

Dall'analisi del *trade-off* Massa-Spostamento, la configurazione Kevlar 3 ($t_{eq} = 0.40$ mm) emergerebbe teoricamente come il *best performer* assoluto per il modulo con diametro nominale di 5 metri.

Tuttavia, il presente lavoro prevede la validazione di un'architettura scalabile, analizzando i diametri di 3 m, 5 m e 7 m. Poiché lo sforzo membranale σ_{θ} cresce linearmente con il raggio, il passaggio a 7 m comporta un incremento di carico nominale del 40%. Proiettando tale incremento sulla Kevlar 3, la tensione supererebbe il limite di rottura del materiale (2400 MPa).

Per tale ragione, si è deciso di selezionare la **Configurazione Kevlar 4** ($s = 125$ mm, $A = 60$ mm², $t_{eq} = 0.48$ mm) quale architettura di riferimento iniziale. Questa scelta conservativa garantisce maggiore robustezza, sebbene l'analisi analitica preliminare (Tabella 21) suggerisca che, per la geometria estrema da 7 metri, la struttura potrebbe raggiungere una condizione di marginalità critica, richiedendo l'ausilio del FEM per

valutare l'effettiva ridistribuzione tridimensionale del carico. Viene anche riportato in tabella il Failure index ply-based precedentemente descritto che vede un $\sigma_{allow} = 2400$

Tabella 16: Risultati dell'analisi parametrica sulla scalabilità dimensionale del modulo, utilizzando l'architettura strutturale Kevlar 4 ($A = 60 \text{ mm}^2$).

Geometria Modulo	Massa [kg]	Spostamento max [mm]	σ_{θ}^{FEM} [MPa]	FI
Diametro 3 m ($R = 1500 \text{ mm}$)	36.78	21.5	1050	0.44
Diametro 5 m ($R = 2500 \text{ mm}$)	61.31	60.3	1751	0.73
Diametro 7 m ($R = 3500 \text{ mm}$)	85.84	118	2421	≈ 1

7.4.11 Confronto degli spostamenti

Anche in questo caso, per le 3 configurazioni analizzate con nastri equivalenti viene ricavato lo spostamento massimo ottenuto sul pannello e valutato tenendo in considerazione un valore massimo di 125mm.

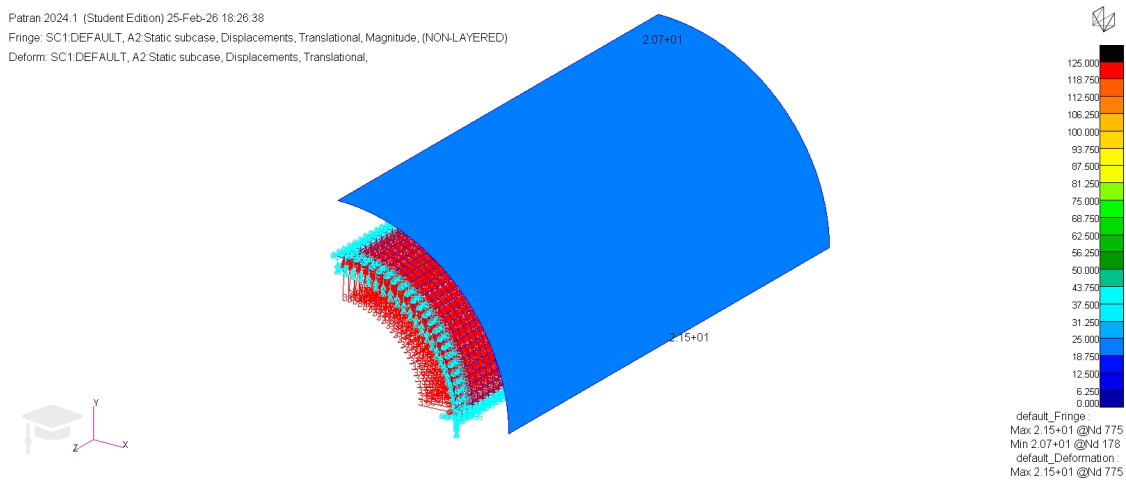


Figura 39: Pannello Nastri in kevlar 3 metri: Spostamento massimo

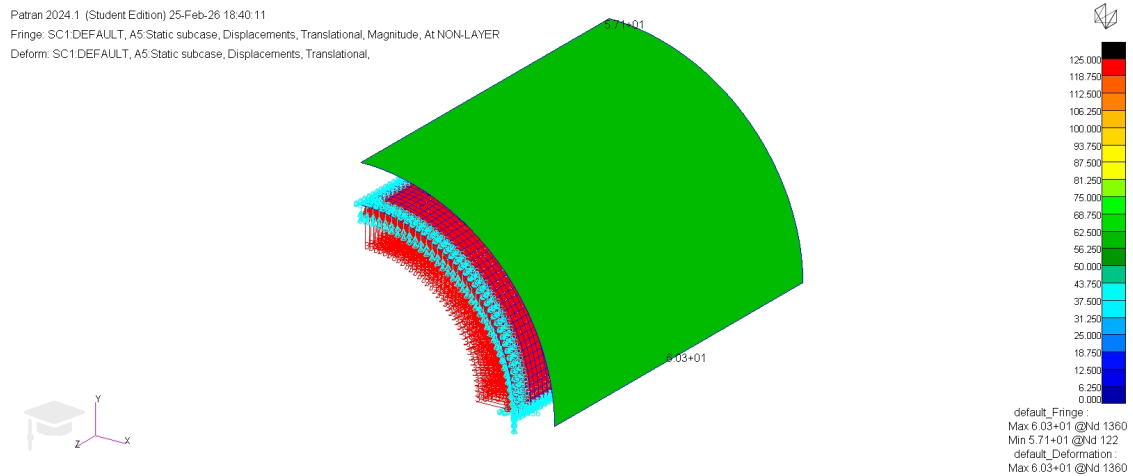


Figura 40: Pannello Nastri in kevlar 3 metri: Spostamento massimo

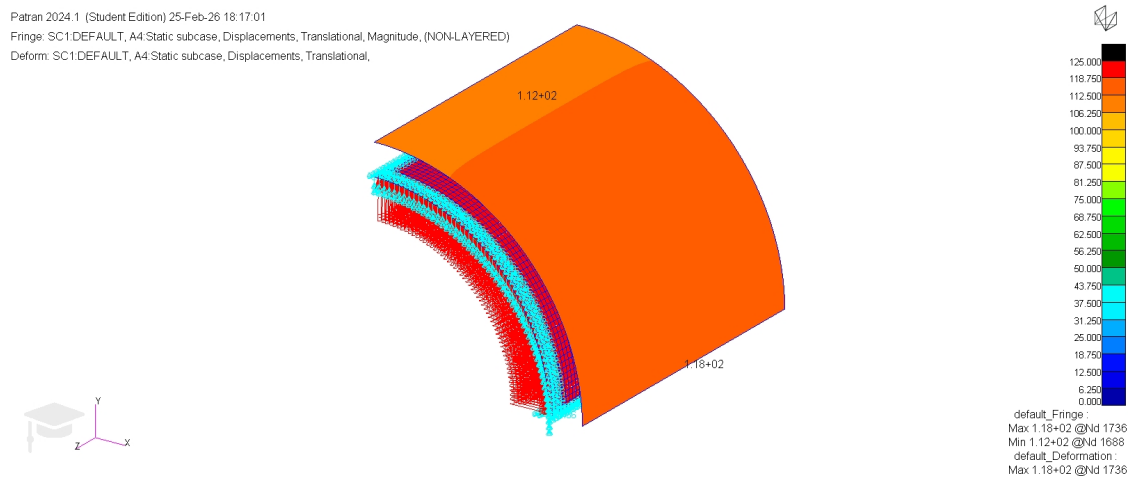


Figura 41: Pannello Nastri in kevlar 3 metri: Spostamento massimo

7.4.12 Confronto σ_θ massimo sul ply

Di seguito si riporta una sintesi dell'andamento delle tensioni circonferenziali massime (σ_θ^{FEM}) agenti sul *ply* maggiormente sollecitato, in funzione della variazione del diametro nominale del modulo.

Come anticipato dal calcolo teorico, si evidenzia che l'architettura strutturale (Kevlar 4), pur essendo idonea per i diametri inferiori, risulta strutturalmente critica se scalata sul diametro di 7 metri. In tale configurazione estrema, infatti, il *Failure Index* valutato sui nastri circonferenziali raggiunge valori prossimi all'unità, avvicinandosi al margine di sicurezza. Tale condizione indica un rischio di rottura delle fibre a trazione.

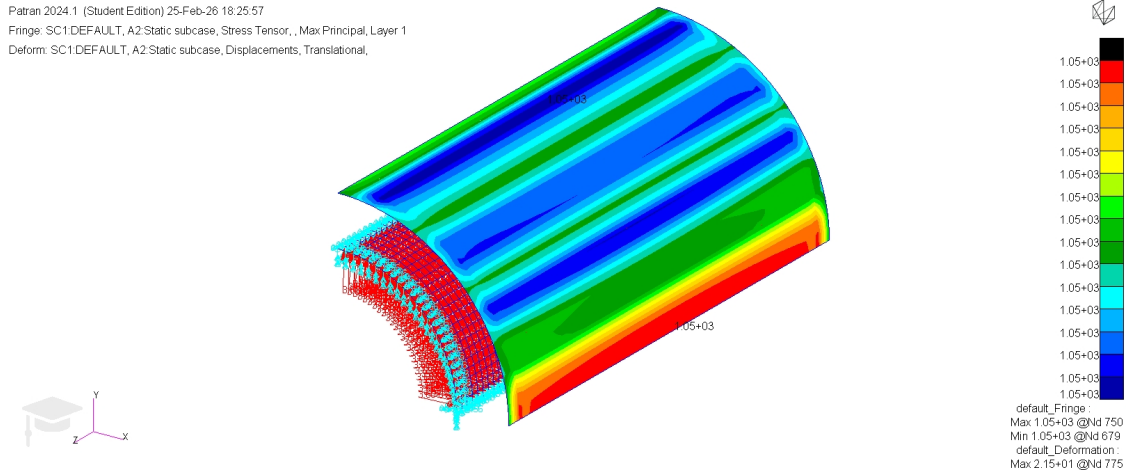


Figura 42: Pannello Nastri in kevlar 3 metri: Stress massimo

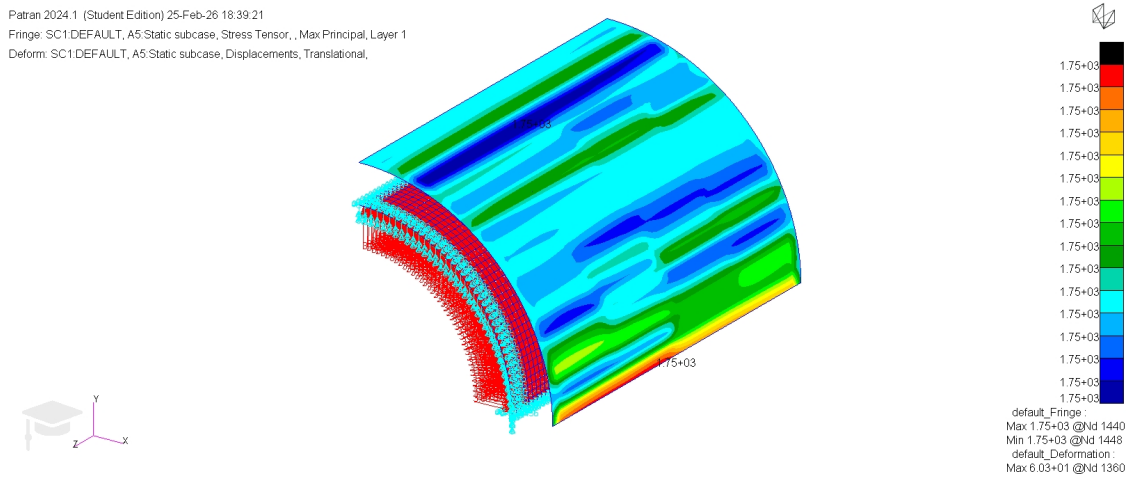


Figura 43: Pannello Nastri in kevlar 3 metri: Stress massimo

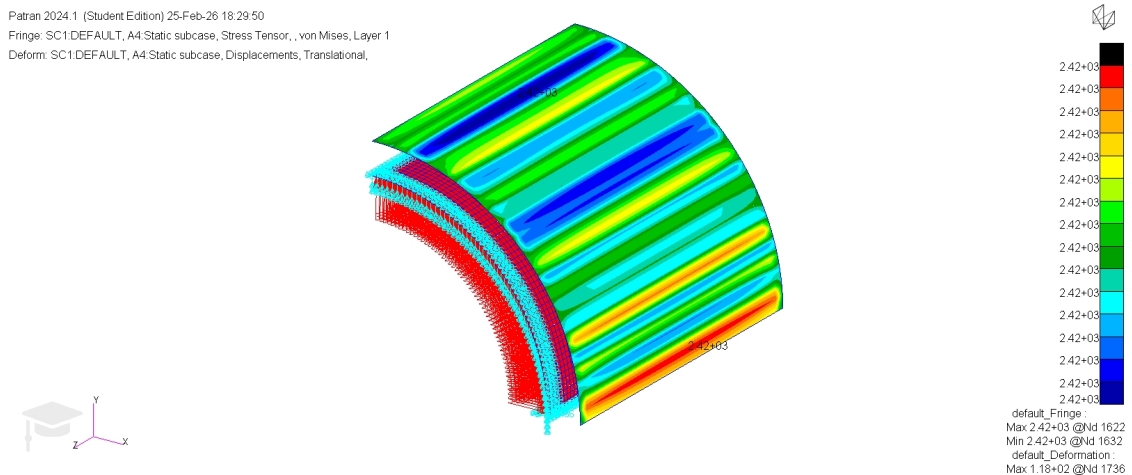


Figura 44: Pannello Nastri in kevlar 3 metri: Stress massimo

7.4.13 Grafico massa-diametro

A valle del calcolo della massa per la configurazione selezionata al variare del diametro, si è proceduto alla tracciatura della curva parametrica massa-diametro. Tale rappresentazione grafica è stata generata al fine di istituire un termine di paragone (*baseline*) per il successivo confronto sistematico con le altre architetture analizzate.

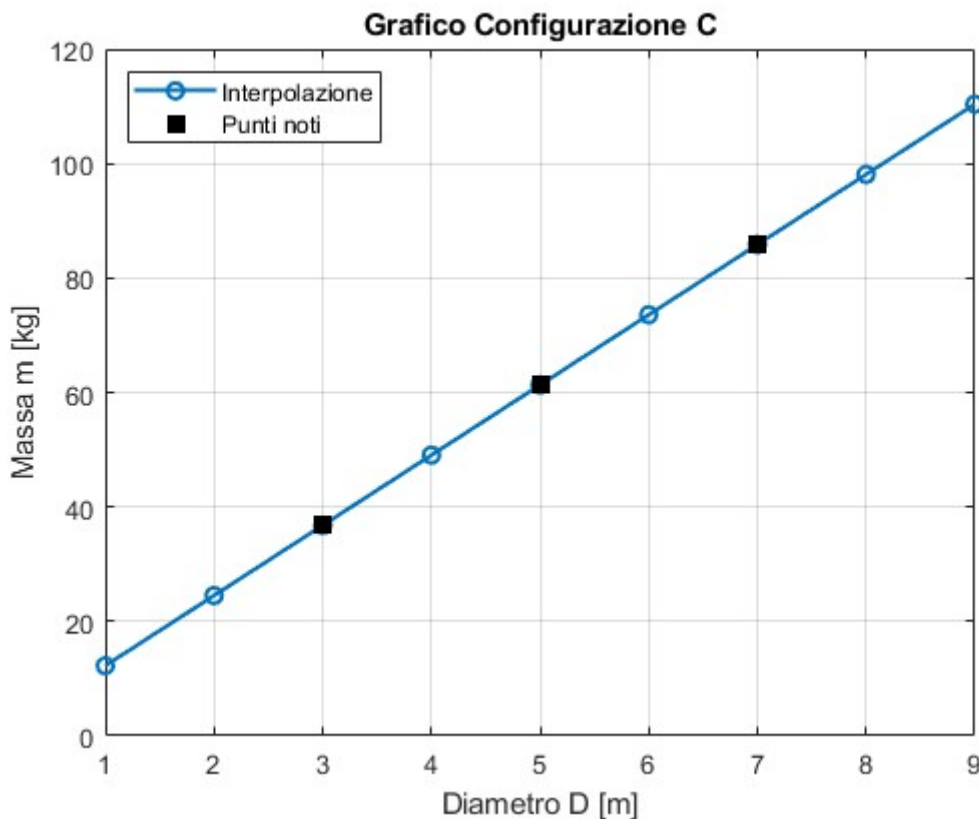


Figura 45: Andamento Massa-Diametro per la configurazione Nastri in Kevlar (Kev.4)

7.4.14 Analisi di sensibilità: configurazioni e diametri

In questa sezione si approfondisce la risposta strutturale della Configurazione C attraverso una doppia analisi parametrica. L'obiettivo è determinare le configurazioni di nastri necessario per garantire l'integrità strutturale al crescere del diametro del modulo ($D = 3, 5, 7$ m), mantenendo costante la pressione di progetto di 0.36 MPa.

La scelta delle configurazioni di riferimento per l'analisi di scalabilità è stata guidata dal bilanciamento tra efficienza ponderale e contenimento degli spostamenti strutturali. Per il diametro di **3 m**, la configurazione **Kevlar 2** (o **Vectran 2**) risulta ideale, garantendo margini di sicurezza elevati con una massa ridotta. Per la baseline da **5 m**, si conferma la **Kevlar 3** come *best-performer* grazie all'ottimo rapporto tra rigidità e peso. Infine, per il diametro critico di **7 m**, è stata selezionata la configurazione

Kevlar 4 (o **Vectran 4**); sebbene operi in prossimità del limite di rottura ($FI \approx 1$), essa rappresenta l'architettura minima necessaria per validare la fattibilità del modulo di grandi dimensioni senza compromettere la trasportabilità del sistema.

7.4.15 Selezione delle configurazioni ottime e analisi Massa-Diametro

A valle delle considerazioni precedentemente discusse, sono state selezionate le seguenti configurazioni:

Tabella 17: Confronto delle masse totali per le configurazioni selezionate (Kevlar vs Vectran) al variare del diametro.

Diametro Modulo	ID Configurazione	Massa [kg] <i>Kevlar (Vectran)</i>
3 metri	Config. 2	29.46 (28.27)
5 metri	Config. 3	55.89 (53.25)
7 metri	Config. 4	85.84 (81.41)

Utilizzando esclusivamente queste configurazioni verificate e ottimizzate, è stato generato un nuovo grafico Massa-Diametro.

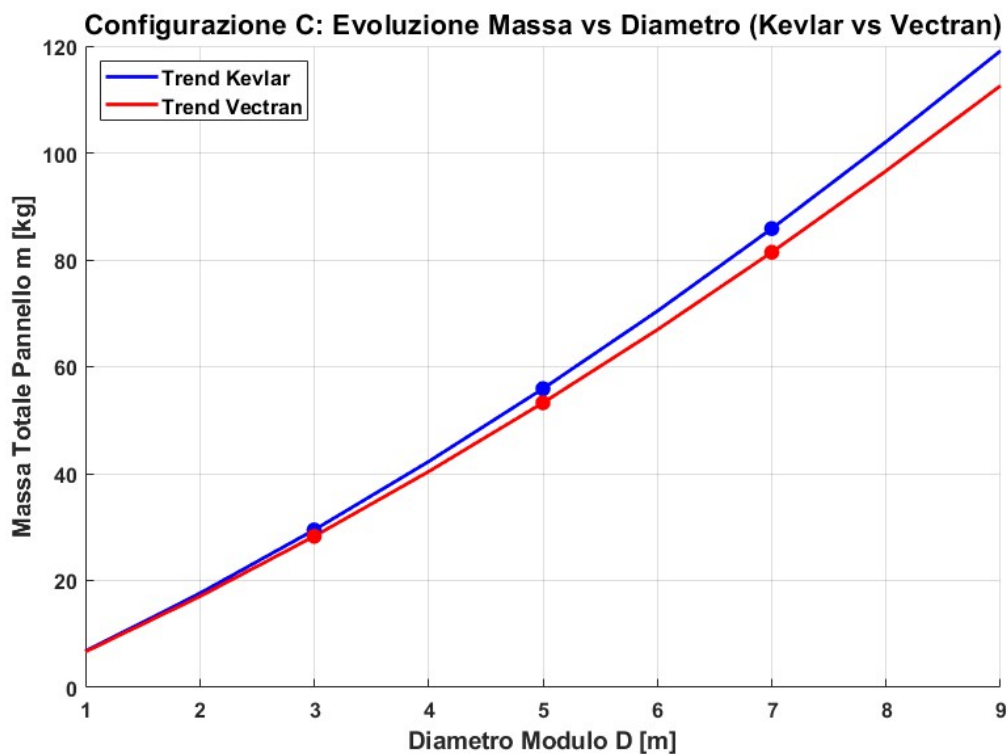


Figura 46: Grafico massa-diametro per le condizioni di ottimo configurazione a nastri

7.4.16 Stima della Massa per il Sistema di Dispiegamento e Nucleo Rigido

Nella valutazione complessiva della massa del sistema, è opportuno ricordare che le sole parti flessibili (esoscheletro, *bladder* e protezioni) non esauriscono il *mass budget* strutturale. Basandosi sui dati storici di progetti analoghi (quali NASA TransHab e Bigelow BEAM), l'involucro gonfiabile costituisce tipicamente il 30-40% della massa secca totale. Il restante 60-70% è allocato al nucleo centrale rigido (*rigid core*), ai *bulkheads* metallici di interfaccia, ai serbatoi di pressurizzazione e ai meccanismi di ritenuta per la fase di lancio.

Per il modulo di diametro $D = 5$ m, a fronte di una massa dell'involucro flessibile stimata in circa 55.89 kg, si stima conservativamente una massa aggiuntiva per l'infrastruttura rigida di dispiegamento pari a circa 95.01 kg. Ripartendo tale valore sul singolo pannello analizzato (1/4 di cilindro), e facendo lo stesso ragionamento per i diametri successivamente analizzati si vanno ad ottenere le masse massime raggiungibili dalla configurazione analizzata.

Tabella 18: Breakdown della massa di sistema per la Configurazione C (Kevlar 49) al variare del diametro (Lunghezza modulo $L = 5$ m).

Diametro Modulo	Massa FEM (Patran)	Overhead (Cuciture +20%)	dispiegamento (Struttura rigida)	Massa Totale di Sistema
3 metri	29.46 kg	5.89 kg	50.13 kg	85,48 kg
5 metri	55.89 kg	11.18 kg	95.01 kg	162,08 kg
7 metri	85.84 kg	17.17 kg	145.93 kg	248,94 kg

Successivamente, è stato definito l'involuppo delle masse ammissibili, individuando l'area (o fascia di tolleranza) compresa tra le curve di massa minima e massima del pannello. Il limite inferiore valuta esclusivamente l'involucro strutturale privo dei meccanismi di dispiegamento, mentre il limite superiore restituisce l'intera infrastruttura, compresa di struttura di dispiegamento.

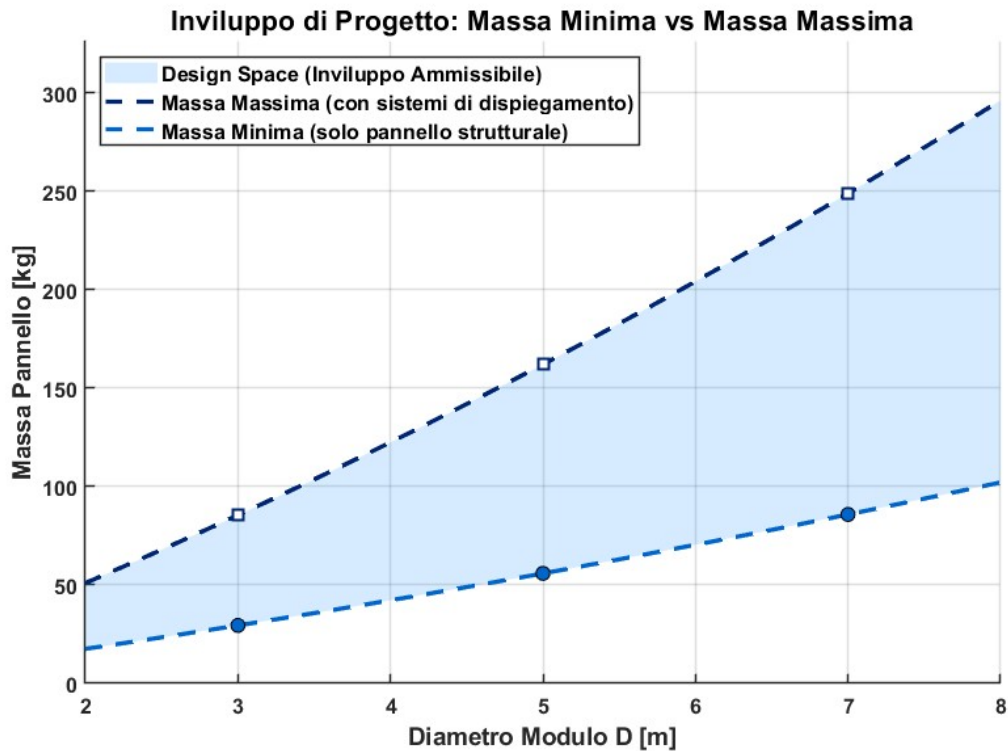


Figura 47: Area ammissibile Configurazione C

7.5 Confronto complessivo massa–diametro tra le Configurazioni A, B e C

Dopo aver completato le analisi per le tre configurazioni (A, B e C) ed aver ricavato, per ciascuna, la relazione *massa–diametro*, i risultati sono stati riuniti in un unico grafico al fine di confrontare in modo diretto: (i) l'andamento della massa al crescere del diametro del modulo e (ii) le differenze prestazionali tra le architetture strutturali considerate.

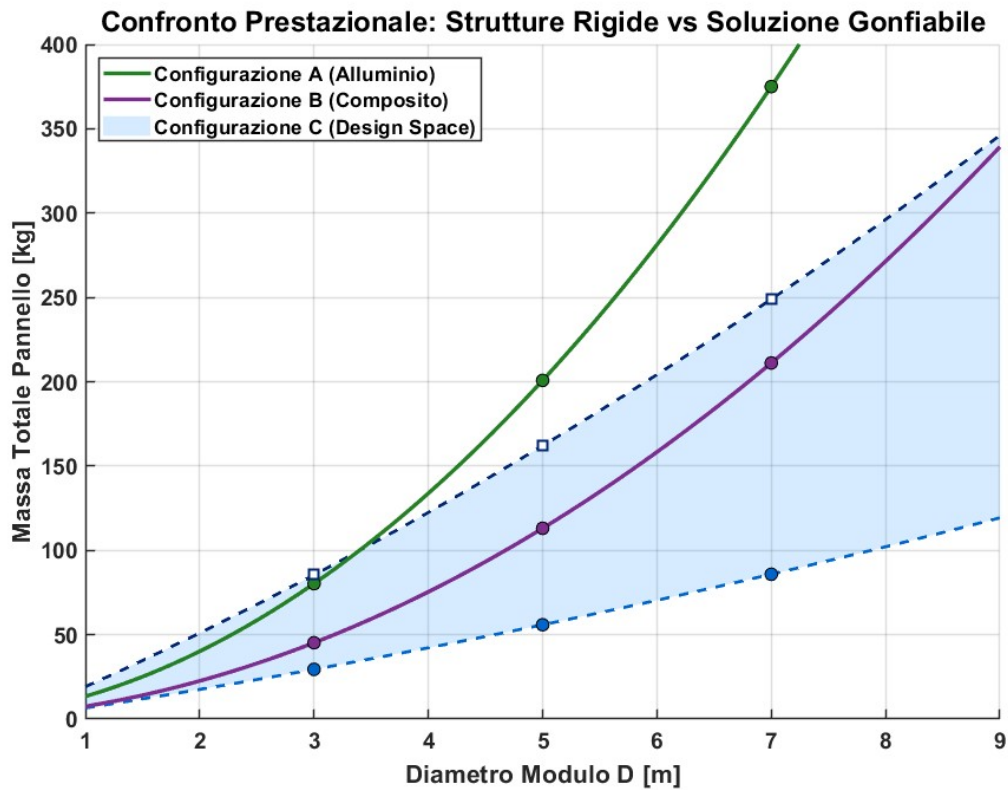


Figura 48: Confronto massa–diametro per le Configurazioni A, B e C con ottimizzazione degli spessori e carichi aggiornati.

Dalla Fig. 48 si evince chiaramente che **tutte e tre le configurazioni presentano un andamento di tipo non lineare** nel *range* parametrico analizzato. A differenza di una semplice scalatura geometrica, in questa fase si è scelto di accoppiare ad ogni diametro lo spessore minimo (o il numero di *ply*) necessario a garantire l'integrità strutturale ($\sigma \leq \sigma_{adm}$). Poiché lo sforzo membranale cresce linearmente con il raggio (R) e la massa è funzione del prodotto tra superficie e spessore ($M \propto R \cdot t$), la necessità di incrementare t per compensare l'aumento di R conferisce alle curve una caratteristica concavità verso l'alto.

Dal confronto con i carichi ottimizzati emerge un quadro prestazionale profondamente mutato rispetto alle stime ideali preliminari. La **Configurazione B** (Composito) risulta in assoluto **la più efficiente in termini di massa** su tutto il dominio analizzato. Per quanto riguarda la **Configurazione C** (esoscheletro a nastri in Kevlar e *bladder*), si osserva un comportamento bivalente: per piccoli diametri ($D < 4.5$ m) risulta una soluzione intermedia; tuttavia, per diametri maggiori, il suo gradiente di crescita si mantiene molto più dolce, portando la curva ad incrociare e scendere nettamente al di sotto di quella dell'alluminio (Configurazione A).

Questa dinamica ingegneristica è motivata dai seguenti fattori strutturali:

- **Efficienza dei materiali compositi (Config. B):** L'impiego di laminati continui in fibra di carbonio permette di ottimizzare la rigidità e la resistenza biassiale con spessori minimi, garantendo l'assoluto primato di leggerezza strutturale in ogni condizione operativa;
- **Gestione del rinforzo discreto e scalabilità (Config. C):** L'architettura tessile concentra il materiale alto-resistenziale lungo le direzioni di carico principali. Sebbene i requisiti minimi di tenuta del *bladder* e del pacchetto flessibile la rendano sub-ottimale ai piccoli diametri, il fatto che i nastri lavorino in pura trazione permette di contenere l'incremento di massa per grandi volumi, evitando il drastico aumento di peso che affligge le strutture metalliche;
- **Limite di scalabilità del metallo (Config. A):** La ripida pendenza della curva relativa all'alluminio mostra quanto il design metallico diventi rapidamente inefficiente per i grandi moduli, rendendo inevitabile la transizione verso compositi o architetture gonfiabili.

È tuttavia doveroso precisare che il confronto in Fig. 48 valuta unicamente la massa del sistema. In un'ottica di missione reale, la scelta della Configurazione C non è dettata dalla sola leggerezza strutturale, ma dal suo ineguagliabile vantaggio in termini di **packaging efficiency** (rapporto tra volume abitabile in orbita e volume stivato nel *fairing* del lanciatore), parametro in cui le soluzioni rigide A e B risultano rigidamente vincolate.

7.6 Configurazione D: Struttura ibrida con strato esterno in metamateriale auxetico bistabile

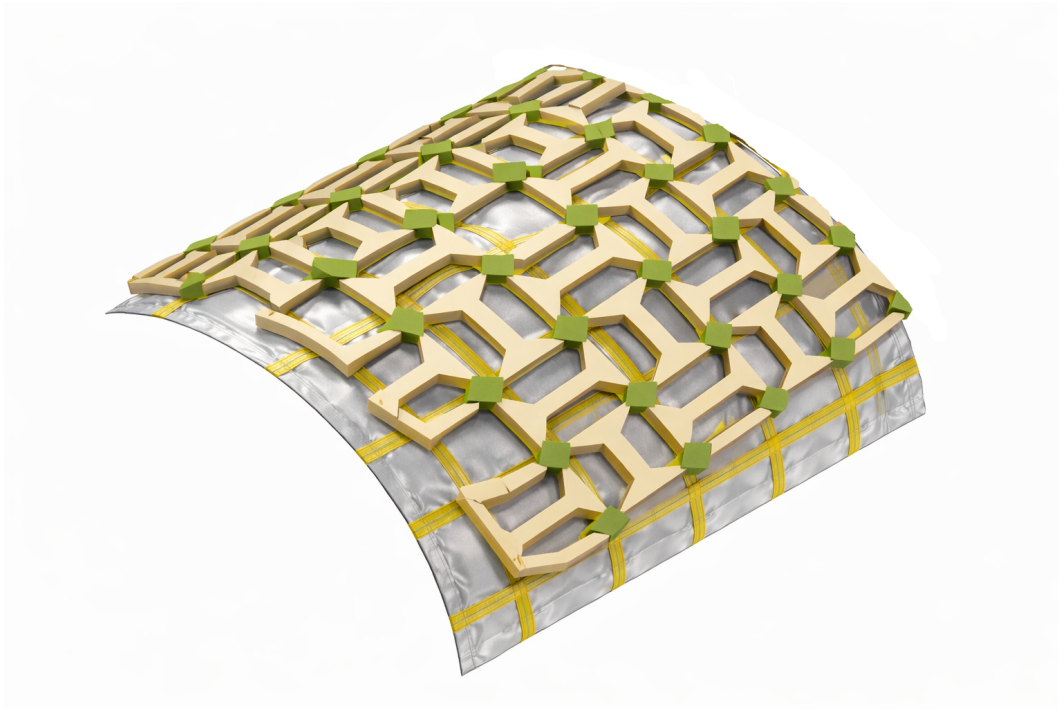


Figura 49: Pannello in TPU+Nastri+Auxetico

La Configurazione D rappresenta l'architettura più avanzata e innovativa affrontata nel presente lavoro di tesi. In questa variante, l'esoscheletro del modulo pressurizzato è concepito come un sistema ibrido a tre strati interagenti: un *bladder* interno in TPU per la tenuta a pressione, layer strutturale primaria a nastri in Kevlar e un *pattern* esterno ingegnerizzato realizzato in **materiale auxetico bistabile**.

7.6.1 Proprietà ed efficienza aerospaziale dell'auxetico bistabile

L'integrazione di una topologia auxetica, caratterizzata microscopicamente da un coefficiente di Poisson negativo ($\nu < 0$), introduce molteplici vantaggi termomeccanici e sistemistici cruciali per le applicazioni spaziali *deployable*:

- **Dispiegamento volumetrico estremo (*Deployment*):** Sfruttando la meccanica bistabile (come i meccanismi a *snap-through* o la rotazione di celle semi-rigide), il *pattern* può essere stivato in una configurazione compatta e, una volta in orbita, espandersi fino a raggiungere un fattore di dispiegamento $k = 1.6$. Ciò consente un aumento radicale del volume abitabile rispetto al volume di lancio, abbattendo

drasticamente i costi operativi e permettendo l'uso di *fairing* e lanciatori di classe inferiore.

- **Rigidezza variabile e supporto strutturale:** Il metamateriale auxetico, espandendosi, "blocca" la propria cinematica in un secondo stato di equilibrio stabile, acquisendo un'elevata rigidezza flessionale e membranale. Questo guscio esterno rigido lavora in parallelo ai nastri in Kevlar, supportandoli nel contenimento della pressione interna e inibendo severamente i fenomeni di estrusione locale (*bulging*) del TPU.
- **Integrazione nativa degli scudi MMOD:** Essendo l'auxetico bistabile una struttura reticolare dotata di una propria stabilità e tridimensionalità, è possibile utilizzarlo come *stand-off* diretto per l'installazione dei *layer* balistici (scudi contro Micrometeoroidi e Detriti Orbitali, MMOD). Questo approccio elimina la necessità di appesantire il modulo con distanziali in schiuma o telai secondari.

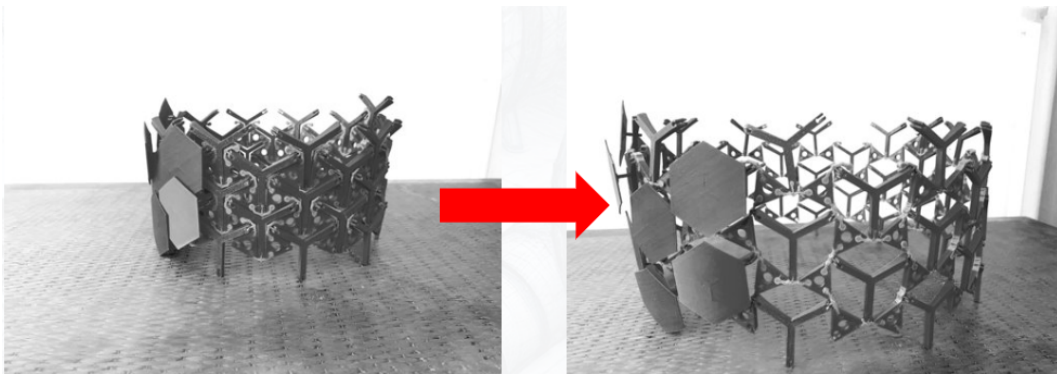


Figura 50: Esempio di struttura auxetica con integrazione di MMOD

7.6.2 Metodologia di ottimizzazione topologica: la ricerca dell'Area Libera

Sebbene l'inserimento dell'auxetico apporti indiscutibili benefici di rigidezza, l'impiego di un guscio solido eccessivamente fitto penalizzerebbe in modo inaccettabile il *budget* di massa del modulo. La campagna di analisi si è quindi focalizzata sulla ricerca dell'**area massima ammissibile di vuoto** tra le maglie del *pattern* auxetico.

La procedura di ottimizzazione è stata strutturata per step iterativi:

1. **Variazione parametrica della finestra di vuoto:** Si è progressivamente incrementata l'area "libera" (la porzione di guscio priva della copertura dell'auxetico), lasciando il Kevlar e il TPU sottostanti esposti alla reazione del gradiente di pressione locale.

2. **Criterio di ammissibilità strutturale:** L'aumento dell'area vuota è stato interrotto nel momento in cui il livello tensionale nel TPU o nei nastri in Kevlar, all'interno della zona non supportata, ha generato un *Failure Index* prossimo all'unità. Questa soglia identifica il limite geometrico esatto che minimizza la massa del *pattern* esterno senza compromettere l'integrità strutturale dei layer di tenuta.

Scelta della configurazione Per quantificare l'effettivo contributo irrigidente e strutturale del metamateriale auxetico, la presente fase di studio prende in esame lo scenario di carico più gravoso tra quelli analizzati nel capitolo precedente. Nello specifico, si è deciso di adottare come *baseline* per i *layer* sottostanti la **Configurazione Kevlar 1** (nastri con passo $s = 250$ mm e area $A = 50$ mm²). Come ampiamente dimostrato, tale configurazione risulta strutturalmente inammissibile se lasciata isolata, portando a rottura le cinghie a causa di un passo troppo rado e di una sezione resistente insufficiente per tollerare il carico di pressione nominale.

L'obiettivo di questa campagna di simulazioni è determinare l'**area massima di vuoto** (area libera) che può essere lasciata scoperta tra le maglie del *pattern* auxetico senza che il TPU spanci eccessivamente o che il Kevlar raggiunga la rottura. Minimizzare la densità del *pattern* (ovvero massimizzare l'area libera) è infatti fondamentale per abbattere la massa complessiva del modulo.

Impostazione del modello FEM locale Per evitare l'onere computazionale derivante dalla modellazione dell'intera geometria cilindrica con il *pattern* complesso, l'analisi è stata condotta su un pannello locale rappresentativo (es. 500×500 mm). La presenza del metamateriale auxetico, considerato nel suo stato già dispiegato e irrigidito, è stata simulata mediante l'adozione di un modello a "cornice":

1. **Setup Geometrico e Materiali:** Il pannello è stato suddiviso in due zone topologiche. L'intera superficie di base è stata modellata con le proprietà del TPU (*bladder* di tenuta) e dell'orditura in Kevlar 1. Sulla sola zona periferica (la cornice) è stato sovrapposto un ulteriore strato di elementi *Shell* con proprietà isotrope equivalenti a quelle di una lega di Alluminio aerospaziale. Tale strato simula la rigidità flessionale e membranale fornita dalla maglia auxetica solida.
2. **L'Area Libera:** La porzione centrale del pannello, sprovvista dello strato in Alluminio, rappresenta la "finestra di vuoto" del *pattern*, dove la pressione di 0.36 MPa agisce direttamente sul pannello.

3. **Interazione Nodal e Vincoli:** I nodi all'interfaccia tra la cornice in Alluminio e l'area libera sono stati resi congruenti (*Equivalence*) per garantire la corretta trasmissione degli sforzi e simulare un'adesione perfetta. Ai bordi esterni del pannello sono state applicate condizioni di simmetria per replicare la continuità del modello.

Procedura iterativa L'ottimizzazione è stata condotta per *step* successivi, seguendo un approccio iterativo:

- **Step 1 (Configurazione conservativa):** Si è avviata la prima simulazione imponendo un'area libera centrale di dimensioni elevate (500×500 mm). Sono state quindi estratte le tensioni equivalenti di Von Mises nel TPU e nell'Alluminio, unitamente al *Failure Index* dei nastri in Kevlar trancianti l'area libera. Nel modello FEM è stato utilizzato una lega di Alluminio (AA2219-T87) con:

$$E = 72000 \text{ MPa}, \quad \nu = 0.33, \quad \rho = 2.84 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3.$$

- **Step 2 (Espansione del vuoto):** Verificata l'ammissibilità strutturale del primo *step*, le dimensioni della finestra centrale sono state progressivamente diminuite (es. 400×400 mm, 300×300 mm), riducendo di conseguenza la larghezza della cornice di supporto.
- **Step 3 (Identificazione del limite):** L'iterazione è stata interrotta nel momento in cui l'allargamento dell'area libera ha indotto il superamento del limite di snervamento nella cornice (rottura del *pattern*) o ha innalzato il *Failure Index* dei materiali in gioco a valori prossimi all'unità ($FI \approx 1$).

L'area della finestra individuata in corrispondenza di quest'ultimo *step* definisce il limite geometrico invalicabile per il design del *pattern* auxetico reale, garantendo il miglior compromesso possibile tra il risparmio di massa e la sicurezza strutturale del sistema ibrido.

7.6.3 Criteri di cedimento e limiti ammissibili

Al fine di valutare la validità strutturale delle diverse configurazioni testate nell'analisi parametrica, sono stati definiti dei criteri di cedimento specifici per ciascun materiale impiegato nel modello FEM. I limiti massimi tollerati, oltre i quali la geometria viene considerata non idonea, sono riassunti di seguito:

- **Nastri in Kevlar (Criterio della Tensione Principale Massima):** Il carico di rottura nominale a trazione delle fibre in Kevlar è assunto pari a 3600 MPa. Adottando un coefficiente di sicurezza (SF) pari a 1.5, la tensione massima ammissibile lungo la direzione della fibra (σ_{θ}^{Kevlar}) è fissata a **2400** MPa.
- **Esoscheletro in Alluminio (Criterio di Von Mises):** Per i componenti metallici in lega di alluminio, il cedimento per snervamento viene valutato secondo il criterio dell'energia di distorsione massima. La tensione equivalente limite ammissibile ($\sigma_u^{Alluminio}$) è posta pari a **476** MPa.
- **Membrana in TPU (Limite di Spanciamento):** Per garantire il contenimento volumetrico del modulo pressurizzato ed evitare deformazioni eccessive della camera d'aria, lo spostamento radiale massimo consentito per il poliuretano termoplastico è limitato a **125** mm.

7.6.4 Analisi 1

Si parte da un'analisi preliminare conservativa con dimensioni dell'auxetico molto elevate.

- Passo Nastri: $s = 250\text{mm}$
- Area nastri: $A = 50\text{mm}^2$
- Spessore equivalente: $t_{eq} = 0.2\text{mm}$
- Dimensioni Auxetico: $50 \times 10\text{mm}$

Tabella 19: Risultati dell'analisi parametrica sulla configurazione Kev. 1

Geometria Modulo	Massa [kg]	Spostamento max [mm]	σ_{θ}^{Kevlar} [MPa]	FI_{kevlar}
500x500 mm	3.00	229	5034	2.09
400x400 mm	2.27	213	4932	2.05
300x300 mm	1.58	125	3777	1.57
250x250 mm	1.12	69.6	2640	1.10
200x200 mm	0.92	31.4	1508	0.63

7.6.5 Analisi 2

Definita un'area libera compatibile con i limiti di resistenza dei materiali, si è proceduto con un'analisi parametrica sulle dimensioni del reticolo auxetico. Lo scopo di tale

ottimizzazione è massimizzare l'efficienza della struttura, minimizzando la massa totale pur mantenendo le tensioni entro i margini di sicurezza.

- Passo Nastri: $s = 250\text{mm}$
- Area nastri: $A = 50\text{mm}^2$
- Spessore equivalente: $t_{eq}=0.2\text{mm}$
- Dimensioni Auxetico: Variabile
- Dimensioni Area cella: $200\times 200\text{mm}$

Tabella 20: Risultati dell'analisi parametrica sulla configurazione Kev. 1

Dim. auxetico	Massa [kg]	Spost. max [mm]	σ_{θ}^{Kevlar} [MPa]	$\sigma_{\theta}^{Alluminio}$ [MPa]	FI_{kevlar} [-]	$FI_{alluminio}$ [unità]
50x10 mm	0.92	31.4	1508	207	0.63	0.44
50x5 mm	0.50	37.3	1895	372	0.79	0.78
50x4 mm	0.41	40.5	2081	470	0.87	0.99
50x3 mm	0.33	45.8	2410	634	≈ 1	1.33
50x2 mm	0.24	56.1	3028	925	1.26	1.94

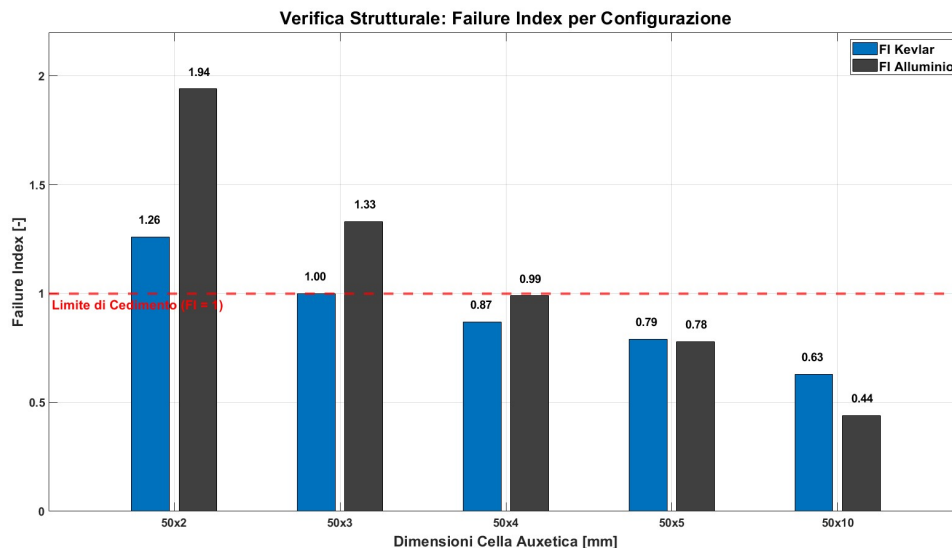


Figura 51: Tabella riassuntiva dei Failure Index

Come si evince dai risultati dell'analisi parametrica, la configurazione da 50x5 mm emerge come la soluzione ottima, garantendo indici di cedimento (Failure Index) ampiamente

inferiori all'unità per entrambi i materiali. Sebbene la variante da 50x4 mm rientri formalmente nei limiti di ammissibilità, essa presenta un margine di sicurezza pressoché nullo sul componente in alluminio ($FI \approx 0.99$). Tale assenza di conservatività la rende una scelta inadeguata in ottica progettuale: un'eventuale variazione dei parametri geometrici globali, come la modifica del diametro del pannello, comporterebbe un incremento dello stato tensionale che porterebbe inevitabilmente la struttura a non reggere i carichi di pressurizzazione.

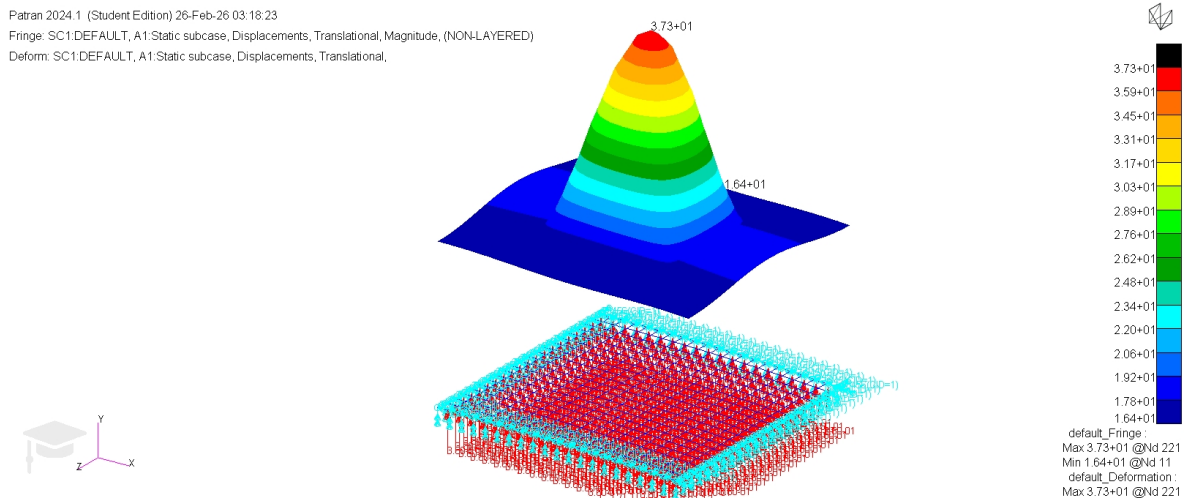


Figura 52: Spostamento massimo configurazione ottimale (50x5mm)

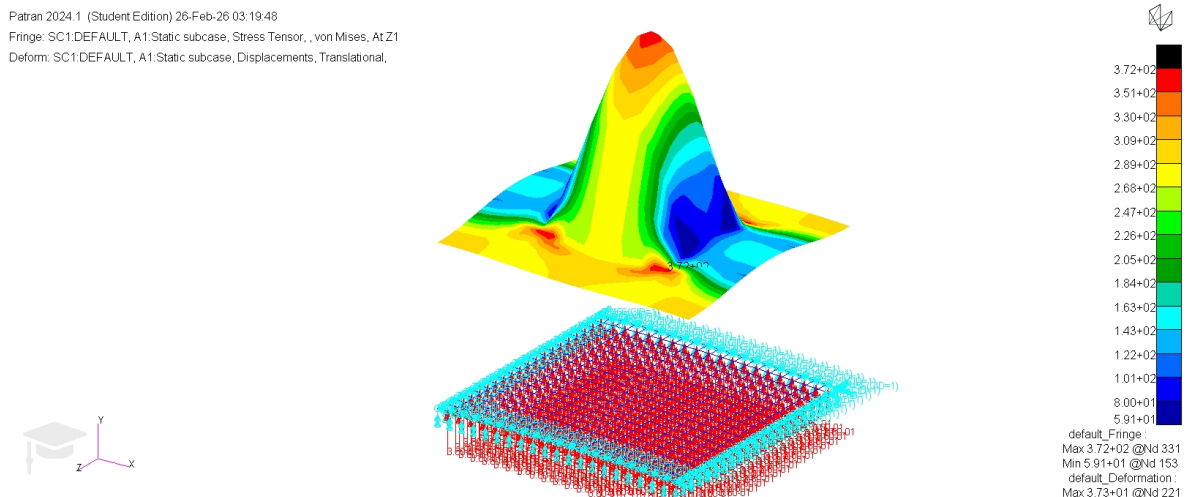


Figura 53: Tensore Stress Von-Mises configurazione ottimale (50x5mm)

7.6.6 Stima della massa equivalente del modulo completo

Per una corretta valutazione del peso complessivo della struttura, non è possibile procedere ad una semplice moltiplicazione scalare della massa della cella unitaria

estratta dal modello FEM. In una struttura a reticolo periodico, i bordi dei montanti in alluminio sono condivisi tra celle adiacenti; una moltiplicazione diretta comporterebbe dunque una duplice computazione delle masse dei montanti comuni.

Scomposizione delle masse e analisi dei lati condivisi Partendo dai dati di progetto, si definisce la massa della struttura di base (composta da membrana in TPU e nastri in Kevlar) per l'intero pannello di dimensioni 2500×6000 mm pari a $M_{base} = 42.31$ kg. La singola cella unitaria analizzata (200×200 mm) presenta una massa totale a valle dell'ottimizzazione pari a $m_{unit} = 0.50$ kg.

Il numero totale di celle presenti nel pannello è definito dal rapporto tra le aree:

$$N_{celle} = \frac{A_{tot}}{A_{unit}} = \frac{2500 \times 6000}{200 \times 200} = 375 \text{ celle} \quad (18)$$

La massa della sola cornice in alluminio per la singola cella FEM ($m_{Al,Alati}$) viene ricavata sottraendo la quota parte di TPU e Kevlar:

$$m_{Al,Alati} = m_{unit} - \frac{M_{base}}{N_{celle}} = 0.50 - \frac{42.31}{375} \approx 0.3872 \text{ kg} \quad (19)$$

Assumendo una sezione costante, la massa di un singolo montante (lato della cella) è pari a $m_{lato} = 0.0968$ kg.

Computo reale dei montanti e massa totale In una griglia di 30×12.5 celle, il numero effettivo di montanti orizzontali (L_h) e verticali (L_v) necessari per completare il reticolo, evitando sovrapposizioni, è calcolato come segue:

- $L_h = (N_{row} + 1) \times N_{col} = 31 \times 12.5 = 387.5$
- $L_v = (N_{col} + 1) \times N_{row} = 13.5 \times 30 = 405$

Il numero totale di montanti reali è dunque $L_{tot} = 792.5$. La massa totale dell'esoscheletro in alluminio ($M_{Al,tot}$) e la massa complessiva del modulo (M_{tot}) risultano:

$$M_{Al,tot} = L_{tot} \times m_{lato} = 792.5 \times 0.0968 \approx 76.71 \text{ kg} \quad (20)$$

$$M_{tot} = M_{Al,tot} + M_{base} = 76.71 + 42.31 = \mathbf{119.02} \text{ kg} \quad (21)$$

Confronto e incremento percentuale

- **Massa Iniziale** (M_{base}): 42.31 kg (Solo membrana e nastri)
- **Massa Finale** (M_{tot}): 119.02 kg (Sistema completo)
- **Incremento Assoluto** (ΔM): 76.71 kg

L'incremento percentuale di massa ($\Delta M\%$) viene calcolato come segue:

$$\Delta M\% = \left(\frac{M_{tot} - M_{base}}{M_{base}} \right) \times 100 = \left(\frac{119.02 - 42.31}{42.31} \right) \times 100 \approx \mathbf{181.3\%} \quad (22)$$

Sebbene l'incremento di massa possa apparire significativo, l'integrazione del reticolo in alluminio risulta indispensabile per ridistribuire gli sforzi di trazione nei nastri in Kevlar, portando i fattori di sicurezza entro i limiti di ammissibilità previsti dalle normative aerospaziali. Il valore finale di 119 kg si mantiene comunque estremamente competitivo se confrontato con i moduli pressurizzati metallici di pari volume.

7.6.7 Analisi 3

In questa sezione, si è scelto di indagare la configurazione denominata **Kevlar 3** (passo $s = 125$ mm, area $A = 50$ mm²). Questa struttura risultava al limite dell'applicabilità dato che era stata precedentemente scartata in quanto ritenuta non conservativa per i carichi previsti a 7 metri di diametro. Tuttavia, l'integrazione dell'esoscheletro auxetico apre la possibilità di una redistribuzione dei carichi tensionali che potrebbe riportare il Failure Index (FI) entro i limiti di ammissibilità.

L'obiettivo di questa analisi è dunque valutare l'area libera ottimale per la configurazione Kev3, verificando se l'aggiunta del reticolo strutturale in alluminio consenta di:

- Diminuire il Failure Index totale, rendendo utilizzabile una geometria precedentemente considerata "Al limite del *safe*";
- Validare la robustezza della struttura anche per i diametri massimi di progetto (7 m);
- Mantenere un'elevata efficienza strutturale, bilanciando l'incremento di peso dell'alluminio con il mantenimento di sezioni dei nastri in Kevlar più contenute.

Si procede pertanto con un'analisi parametrica focalizzata sulla dimensione della cella auxetica, al fine di individuare il punto di equilibrio tra sicurezza strutturale e minimizzazione della massa totale equivalente calcolata nel paragrafo precedente.

Tabella 21: Risultati dell'analisi parametrica sulla configurazione Kev. 1

Geometria	Modulo	Massa	Spostamento max	σ_{θ}^{Kevlar}	FI_{kevlar}
		[kg]	[mm]	[MPa]	
400x400 mm		2.37	92.1	2341	0.97
300x300 mm		1.63	57.8	1836	0.76
250x250 mm		1.28	36.3	1383	0.58

7.6.8 Analisi 4

In questa sezione si va analizzare la configurazione con aree libere 300x300 e 250x250 al variare delle dimensioni dell'auxetico per ottenere la migliore configurazione che minimizzi la massa.

Tabella 22: Risultati dell'analisi parametrica per le configurazioni 300x300 e 250x250 (Kev. 3)

Configurazione Area Libera: 300x300 mm

Dim. auxetico	Massa	Spost. max	σ_{θ}^{Kevlar}	$\sigma_{VM}^{Alluminio}$	FI_{kevlar}	$FI_{alluminio}$
	[kg]	[mm]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
50x10 mm	1.63	57.8	1836	199	0.76	0.42
50x5 mm	0.92	53.7	1940	411	0.81	0.86
50x4 mm	0.78	51.3	1996	509	0.83	1.07
50x3 mm	0.64	52.9	2223	642	0.93	1.35

Configurazione Area Libera: 250x250 mm

Dim. auxetico	Massa	Spost. max	σ_{θ}^{Kevlar}	$\sigma_{VM}^{Alluminio}$	FI_{kevlar}	$FI_{alluminio}$
	[kg]	[mm]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
50x10 mm	1.28	36.3	1383	234	0.58	0.49
50x5 mm	0.72	38.6	1619	469	0.67	0.98
50x4 mm	0.60	39.8	1722	580	0.71	1.22
50x3 mm	0.49	41.4	1890	737	0.79	1.55

Analisi di trade-off Al fine di individuare la configurazione ottimale, è stata condotta un'analisi di *trade-off* confrontando la massa delle celle unitarie con il rispettivo *Failure Index* massimo registrato. Il grafico seguente mette a sistema le due serie di dati relative alle aree cella 300x300 mm e 250x250 mm, evidenziando la zona di sicurezza

strutturale definita dal limite $FI \leq 1$. Tale visualizzazione permette di discriminare immediatamente i design ammissibili e di giustificare la selezione della baseline finale in termini di robustezza e leggerezza.

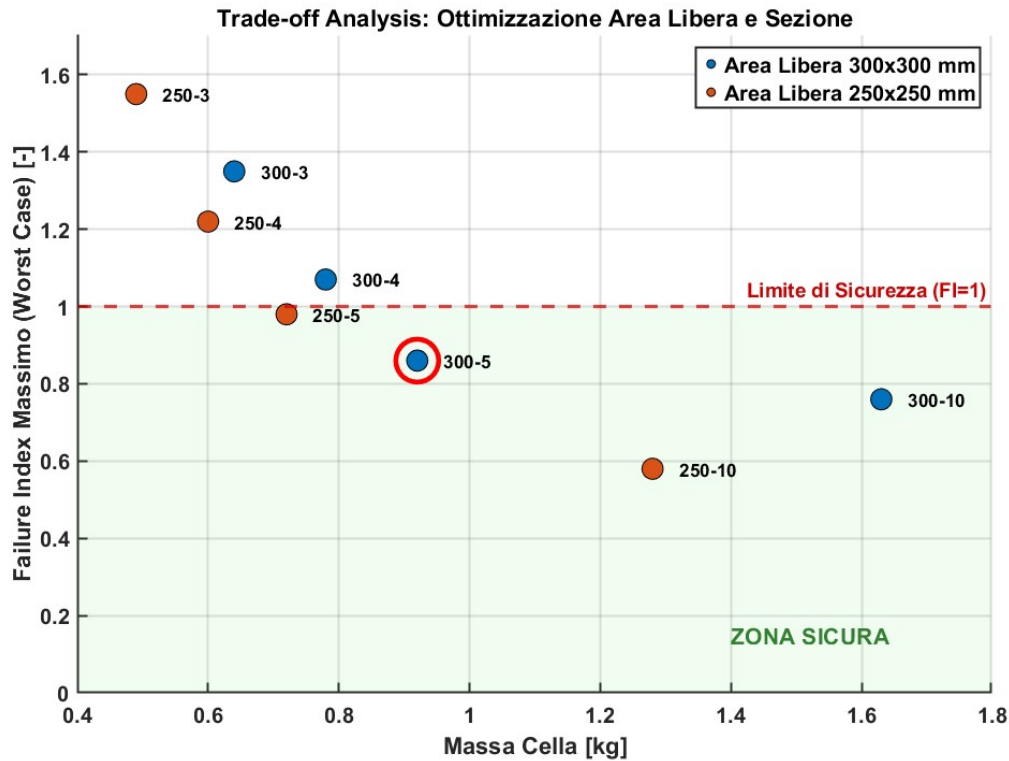


Figura 54: Analisi Trade-off

Patran 2024.1 (Student Edition) 02-Mar-26 15:54:04

Fringe: SC1:DEFAULT, A5:Static subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: SC1:DEFAULT, A5:Static subcase, Displacements, Translational

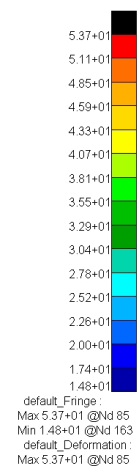
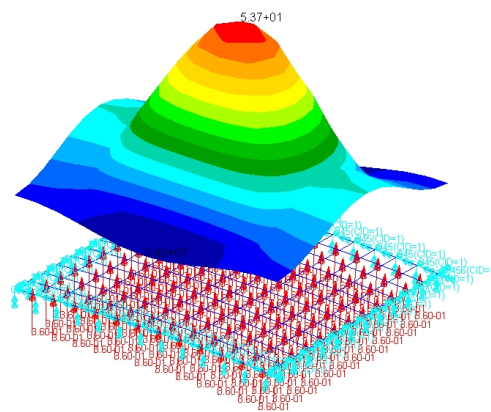
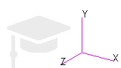


Figura 55: Spostamento massimo configurazione selezionata

Patran 2024.1 (Student Edition) 02-Mar-26 15:55:01

Fringe: SC1:DEFAULT, A5:Static subcase, Stress Tensor, , von Mises, At Z1

Deform: SC1:DEFAULT, A5:Static subcase, Displacements, Translational,

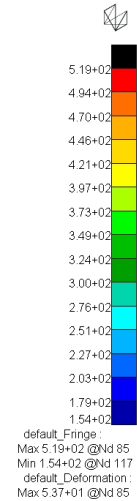
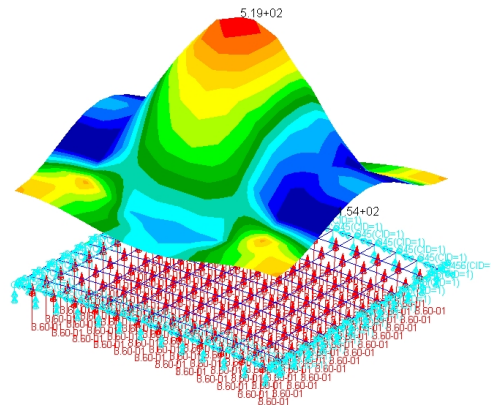
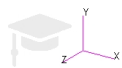


Figura 56: Tensore Stress Von-Mises Configurazione selezionata

Valutazione della massa equivalente per la configurazione 300x300 A seguito della selezione della configurazione 300x300 con sezione dei montanti 50x5 mm ($m_{unit} = 0.92$ kg), si è proceduto al ricalcolo della massa equivalente sull'intero pannello di 2500×6000 mm. Seguendo la metodologia della condivisione dei bordi (*edge sharing*) per evitare la duplice computazione dei montanti comuni, il numero totale di elementi in alluminio è stato ridotto a 361.6 unità.

Il computo delle masse, considerando la struttura di base Kevlar-TPU ottimizzata per la configurazione Kev. 3 ($M_{base} = 55.89$ kg), risulta il seguente:

- **Massa Iniziale (Baseline Kev. 3): 55.89 kg**
- **Massa Esoscheletro (Al): 52.79 kg**
- **Massa Totale Finale: 108.68 kg**

L'incremento percentuale di massa rispetto alla struttura non rinforzata è calcolato come:

$$\Delta M\% = \left(\frac{108.68 - 55.89}{55.89} \right) \times 100 \approx \mathbf{94.45\%} \quad (23)$$

Questo risultato conferma l'eccezionale efficienza della configurazione 300x300. Nonostante l'aggiunta di un esoscheletro metallico capace di abbattere drasticamente il Failure Index, l'incremento di peso complessivo si mantiene al di sotto del 100%, portando la massa totale del modulo a circa 108.7 kg. Tale valore rappresenta il miglior compromesso tra sicurezza strutturale e leggerezza per le missioni a lungo termine che prevedono moduli di grandi dimensioni.

7.6.9 Pre-analisi comparativa

A valle dell'ottimizzazione dell'area libera, il pannello curvo è stato modellato implementando una geometria auxetica approssimata che rispettasse tale parametro di vuoto. In questa fase del FEM, per simulare le condizioni operative a regime, la struttura è stata schematizzata **nella sua configurazione già dispiegata** (*fully deployed state*) e assoggettata al carico di pressurizzazione nominale.

Come *step* conclusivo di questa campagna, si è proceduto alla costruzione e all'applicazione di un *pattern* auxetico reale sulla superficie esterna del modello. L'estrazione dei parametri prestazionali finali (massa, spostamenti radiali massimi e *Failure Index*) da quest'ultima configurazione ad alta fedeltà fornirà i dati fondamentali per un confronto sistematico con le Configurazioni A, B e C, permettendo di decretare la validità e la convenienza ingegneristica di questa soluzione ibrida avanzata.

7.6.10 Impostazione dell'analisi e ottimizzazione della Configurazione Ibrida (Nastri e Pattern Auxetico)

In questa fase avanzata dello studio, si è proceduto all'analisi la nuova architettura strutturale ibrida, valutata per i tre diametri di riferimento ($D = 3, 5, 7$ m). Il laminato equivalente è composto da un *bladder* interno in TPU per la tenuta a pressione, un esoscheletro a nastri in Kevlar e una *maglia* auxetica in lega di alluminio applicato sulla superficie esterna.

L'impostazione metodologica ha preso come punto di partenza il modulo con diametro di 5 metri. Sulla base delle indagini analitiche condotte in precedenza relative alla massima dimensione ammissibile per le "celle libere" (ovvero le aree di *bladder* non direttamente supportate), il pannello continuo è stato discretizzato adottando una *mesh* strutturata con elementi di dimensione 100×100 mm. Su tale griglia è stato successivamente mappato il *pattern* auxetico a maglia quadrata, le cui geometrie sono state calibrate per rispettare rigorosamente i vincoli di area libera massima per il contenimento del TPU. In questo contesto si ha un area libera di 400×400 mm, con una cornice di auxetico di 100×100 e spessore variabile.

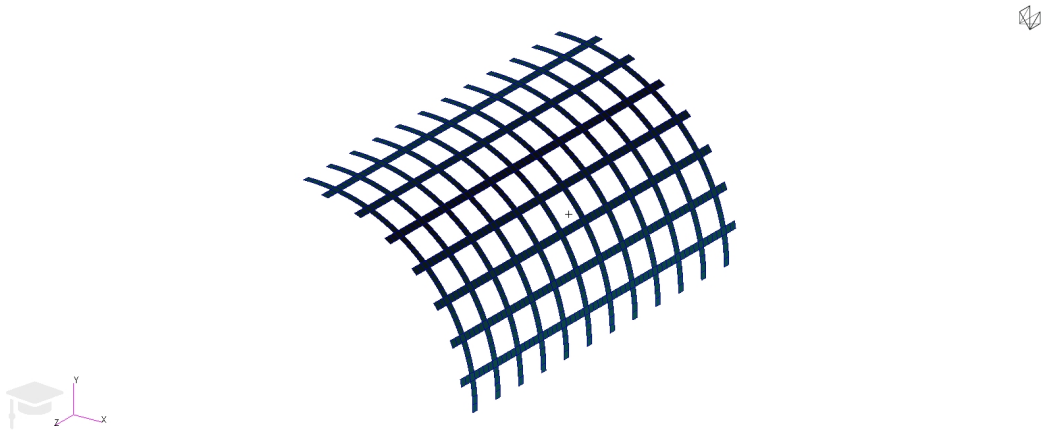


Figura 57: Dettaglio del pattern auxetico a maglia quadrata applicato sulla superficie esterna del pannello discretizzato.

Al fine di individuare il design più efficiente, l'ottimizzazione è stata condotta attraverso un esteso studio parametrico. Sono stati variati i parametri geometrici della cella auxetica (e conseguentemente la sua area resistente equivalente) accoppiandoli a diverse densità e spessori del *restraint layer* in Kevlar. L'obiettivo della parametrizzazione è stato il rispetto simultaneo dei seguenti criteri di cedimento strutturale:

- **Resistenza dell'Alluminio:** la tensione massima equivalente di Von Mises nell'esoscheletro auxetico deve mantenersi al di sotto del limite di snervamento del materiale ($\sigma_{VM} \leq \sigma_y(390Mpa)$);
- **Resistenza del Kevlar:** lo sforzo di pura trazione monoassiale nei nastri non deve superare il carico di rottura (condizione che, in questi specifici casi studio, si è mantenuta costantemente e ampiamente al di sotto della soglia critica, evidenziando il ruolo predominante dell'auxetico nell'assorbimento dei carichi);
- **Deformabilità del TPU:** lo spostamento radiale massimo del *bladder* all'interno delle celle libere deve essere contenuto entro i limiti di "spanciamento" (125mm) tollerabili dal polimero per evitare lacerazioni.

A valle della campagna di simulazioni, per ciascun diametro analizzato è stata estratta la configurazione geometrica ottima. Il criterio di selezione ha premiato l'architettura capace di garantire la **minima massa complessiva**, spingendo la struttura a lavorare in prossimità dei parametri critici di tensione e deformazione per minimizzare il materiale ridondante, ma conservando al contempo gli opportuni margini di sicurezza imposti in ambito aerospaziale.

7.6.11 Analisi del pannello Nastri e Auxetico

In questa analisi si è preso il diametro di 5m, per il bladder è stata scelta la configurazione Kev.3 (passo 125mm e area (50mm²) per ogni nastri) dell'analisi fatta nel sotto-capitolo precedente e si è variato lo spessore dell'auxetico.

Tabella 23: Risultati dell'analisi parametrica per la configurazione ibrida al variare dello spessore dell'auxetico (5m).

Diametro 5 metri					
Spessore [mm]	Massa [kg]	Spost. Max [mm]	$\sigma_{\text{Alluminio}}$ [MPa]	σ_{Kevlar} [MPa]	$FI_{\text{Alluminio}}$ [-]
5mm	194.92	58.9	315	1260	0.81
4mm	167.15	54.6	325	1233	0.83
3mm	139.31	49.2	340	1218	0.87
2mm	111.50	43.6	370	1201	0.95

Sucessivamente viene preso in considerazione il diametro di 3m, in questo caso dato che le forze di pressione generate erano meno impattanti sulla struttura, oltre a variare lo spessore dell'auxetico, sono state analizzate le configurazioni Kev.3 e successivamente Kev.1 (passo 250mm e area 50mm² per ogni nastro). In modo tale da ottimizzare maggiormente la massa, rimanendo all'interno dei limiti imposti.

Tabella 24: Risultati dell'analisi parametrica per la configurazione ibrida al variare dello spessore dell'auxetico (3m).

Diametro 3 metri				
Spessore [mm]	Massa [kg]	Spost. Max [mm]	$\sigma_{\text{Alluminio}}$ [MPa]	$FI_{\text{Alluminio}}$ [-]
2 mm (Kev. 3)	65.64	28.5	217	0.56
1 mm (Kev. 3)	49.58	25.9	269	0.69
1 mm (Kev. 1)	41.44	53.6	329	0.84

Infine, l'analisi si è concentrata sulla configurazione più critica, ovvero il pannello relativo al modulo con diametro di 7 m. In questo scenario, il notevole incremento del raggio di curvatura ha indotto spostamenti radiali eccessivi e un innalzamento inaccettabile delle tensioni equivalenti nell'esoscheletro metallico ($\sigma_{\text{Alluminio}}$), portando la struttura iniziale oltre i limiti di ammissibilità. Per mitigare il problema sono state

usate le le configurazioni Kev.4 (passo 125mm e area 60mm^2 per ogni nastro) e kev.5 (passo 125mm e area 75mm^2 per ogni nastro). In questo contesto per non andare ad aumentare eccessivamente la massa totale della struttura, lo spessore dell'auxetico è rimasto costante.

Tabella 25: Risultati dell'analisi parametrica per la configurazione ibrida al variare dello spessore dell'auxetico (7m).

Diametro 7 metri					
Spessore [mm]	Massa [kg]	Spost. Max [mm]	$\sigma_{\text{Alluminio}}$ [MPa]	σ_{Kevlar} [MPa]	$\text{FI}_{\text{Alluminio}}$ [-]
5mm(kev.3)	284.3	313.9	689	3020	1.77
5mm(kev.4)	291.9	158.4	506	2615	1.29
5mm(kev.5)	303.3	118.2	315	2061	0.81

Spostamenti ottenuti per ogni configurazione

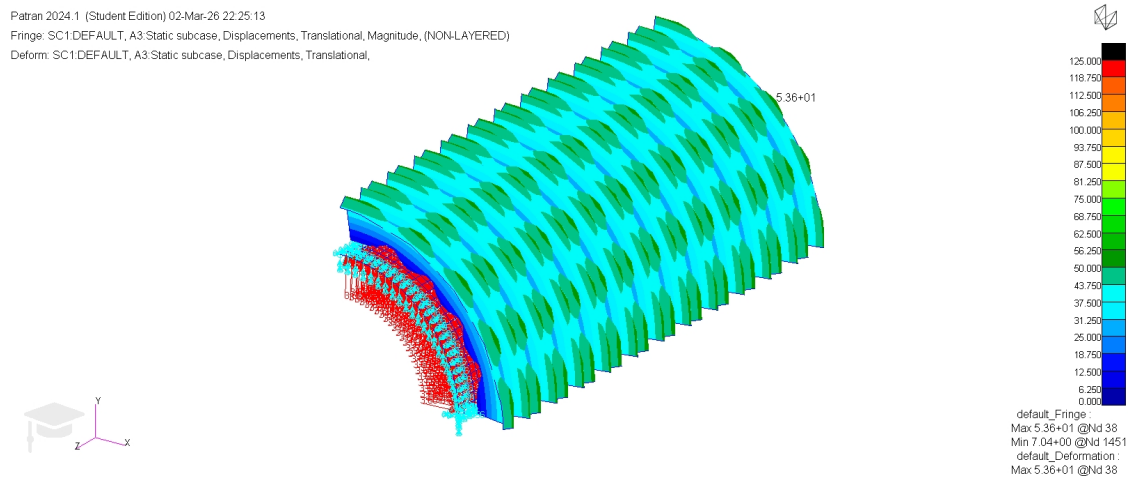


Figura 58: Spostamenti diametro 3m

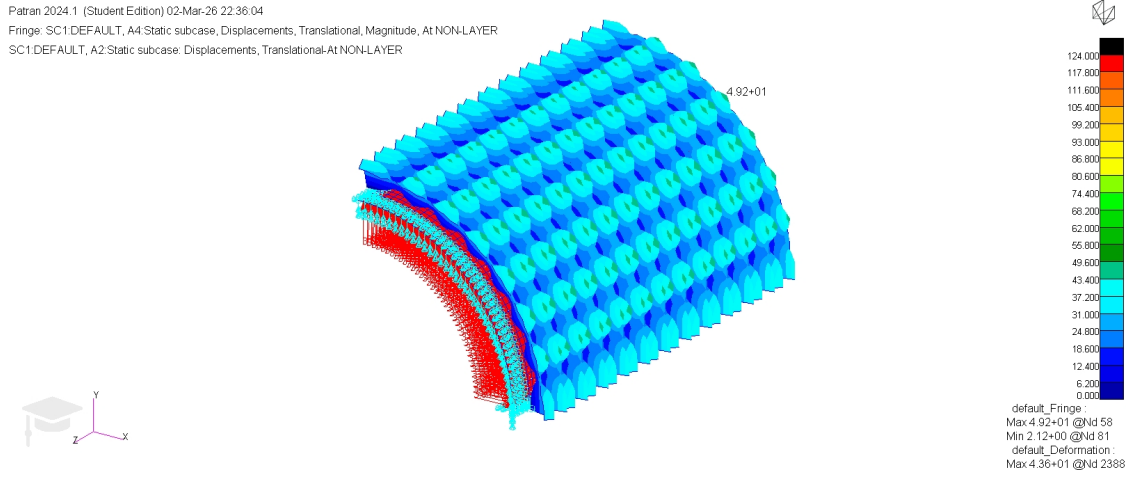


Figura 59: Spostamenti diametro 5m

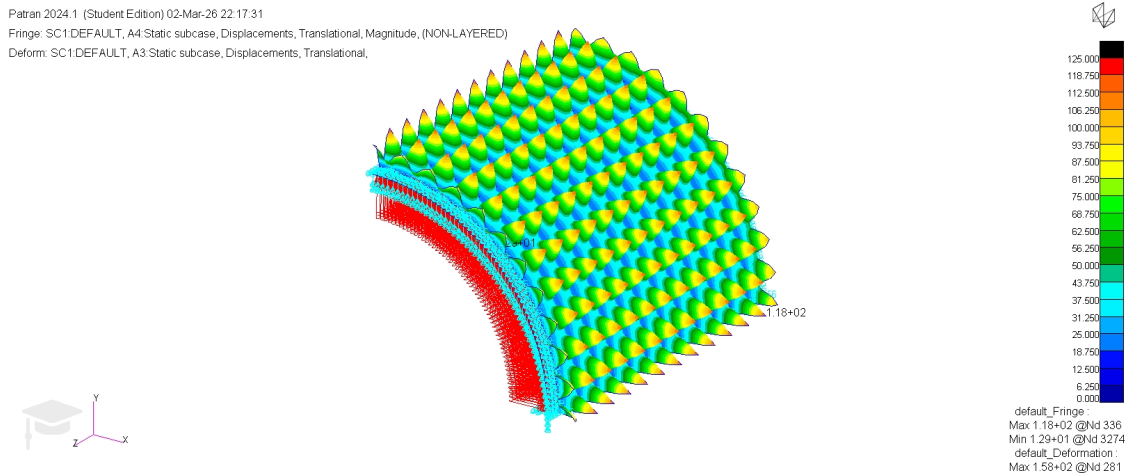


Figura 60: Spostamenti diametro 7m

Tensioni generate sull'auxetico _____

Patran 2024.1 (Student Edition) 02-Mar-26 22:23:40
 Fringe: SC1.DEFAULT, A3 Static subcase, Stress Tensor, , von Mises, At Z2
 Deform: SC1.DEFAULT, A3 Static subcase, Displacements, Translational,

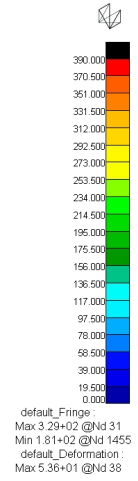
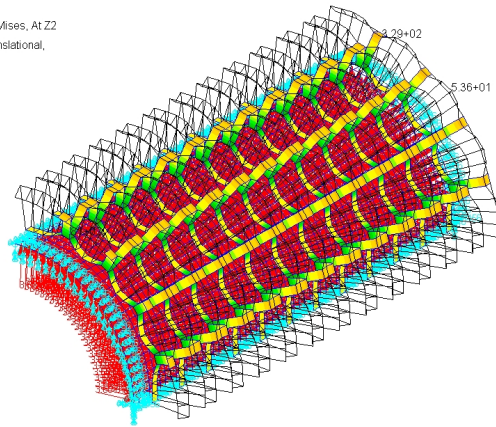
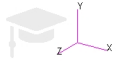


Figura 61: Tensioni diametro 3m

Patran 2024.1 (Student Edition) 02-Mar-26 22:35:01
 Fringe: SC1.DEFAULT, A4 Static subcase, Stress Tensor, , von Mises, At Z2
 SC1.DEFAULT, A2 Static subcase: Displacements, Translational-At NON-LAYER

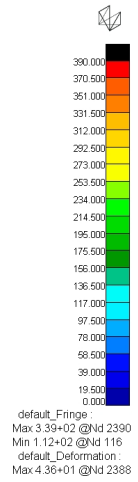
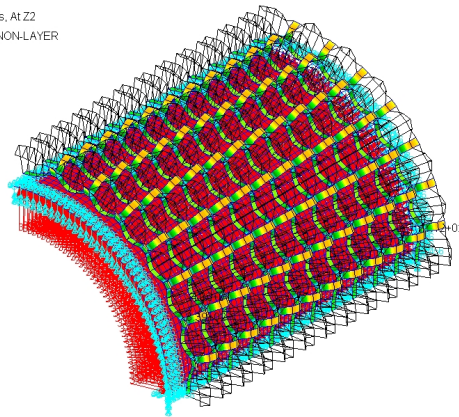
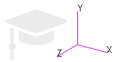


Figura 62: Tensioni diametro 5m

Patran 2024.1 (Student Edition) 02-Mar-26 22:16:34
 Fringe: SC1.DEFAULT, A4 Static subcase, Stress Tensor, , von Mises, At Z1
 Deform: SC1.DEFAULT, A3 Static subcase, Displacements, Translational,

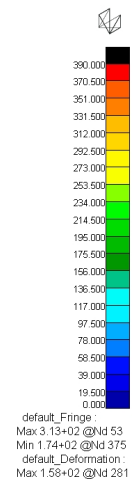
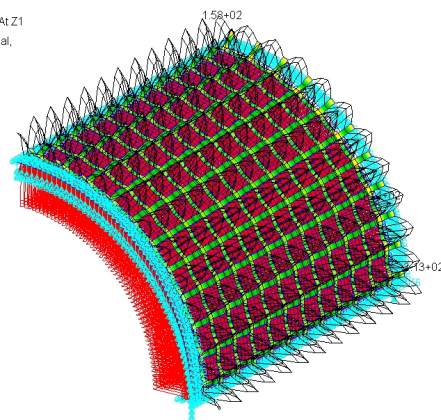
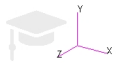


Figura 63: Tensioni diametro 7m

Grafico Massa-diametro Configurazione D A valle dell'esteso studio parametrico e della selezione delle architetture ottimali per ciascun diametro di riferimento (3, 5 e 7 metri), i risultati definitivi sono stati raggruppati al fine di ricavare la curva caratteristica *massa-diametro* per la configurazione ibrida (TPU, esoscheletro in Kevlar e *pattern* auxetico in alluminio).

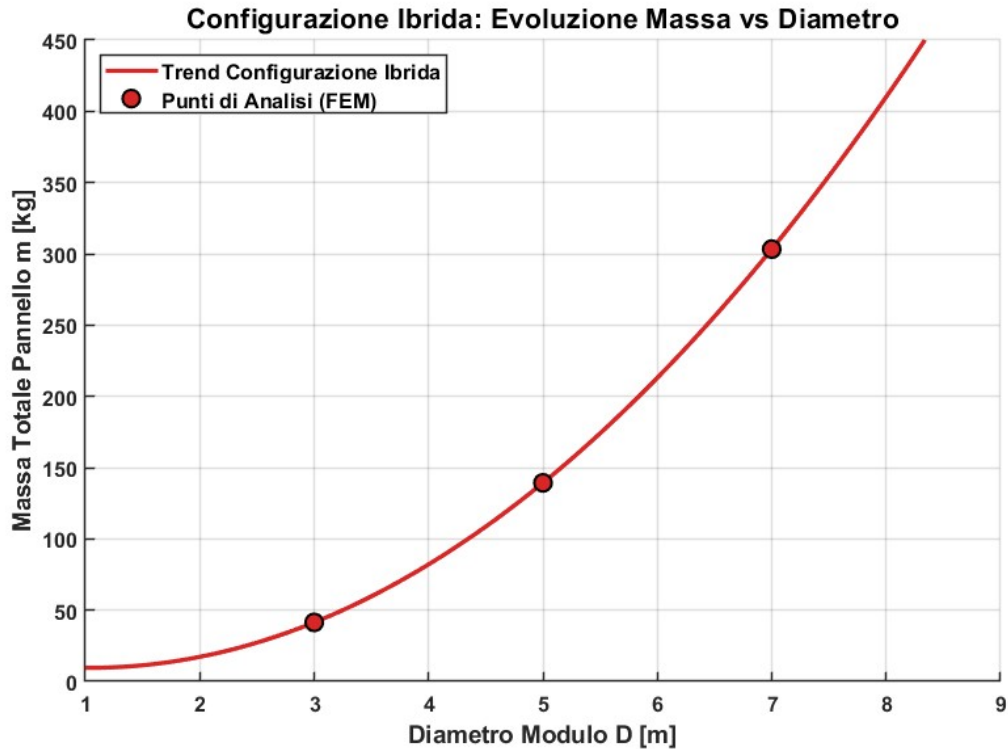


Figura 64: Andamento della massa ottimizzata in funzione del diametro per la configurazione ibrida.

Come illustrato in Fig. 64, l'andamento della massa al crescere del volume abitabile conferma l'efficacia della strategia di ottimizzazione adottata. Sebbene la curva presenti la fisiologica concavità verso l'alto — dettata dalla necessità di incrementare la sezione resistente (spessore dell'auxetico o area dei nastri) per far fronte all'aumento lineare degli sforzi membranali — il gradiente di crescita risulta fortemente mitigato.

La sinergia tra la maglia auxetica, che garantisce il contenimento locale dello "spanciamiento" del *bladder* con un apporto ponderale minimo, e i nastri in Kevlar, che si fanno carico delle imponenti tensioni globali nei moduli di grandi dimensioni (come evidenziato nel caso a 7 metri), permette di ottenere una scalabilità strutturale decente. Questa soluzione ibrida riesce infatti a coniugare i vantaggi di flessibilità e comprimibilità tipici dei moduli gonfiabili con una rigidità locale sufficiente a prevenire il cedimento della barriera del bladder, mantenendo la massa complessiva del sistema entro limiti altamente competitivi.

7.6.12 Confronto Globale delle Configurazioni Strutturali

A coronamento della campagna di analisi, le curve di massa ottimizzata relative a tutte e quattro le architetture investigate (Alluminio, Composito, Kevlar e Ibrida) sono state sovrapposte in un unico diagramma riassuntivo (Fig. 65). Questo confronto diretto permette di valutare non solo l'efficienza ponderale assoluta, ma soprattutto la sensibilità di ciascun *concept* strutturale rispetto al parametro critico della scalabilità volumetrica (diametro D).

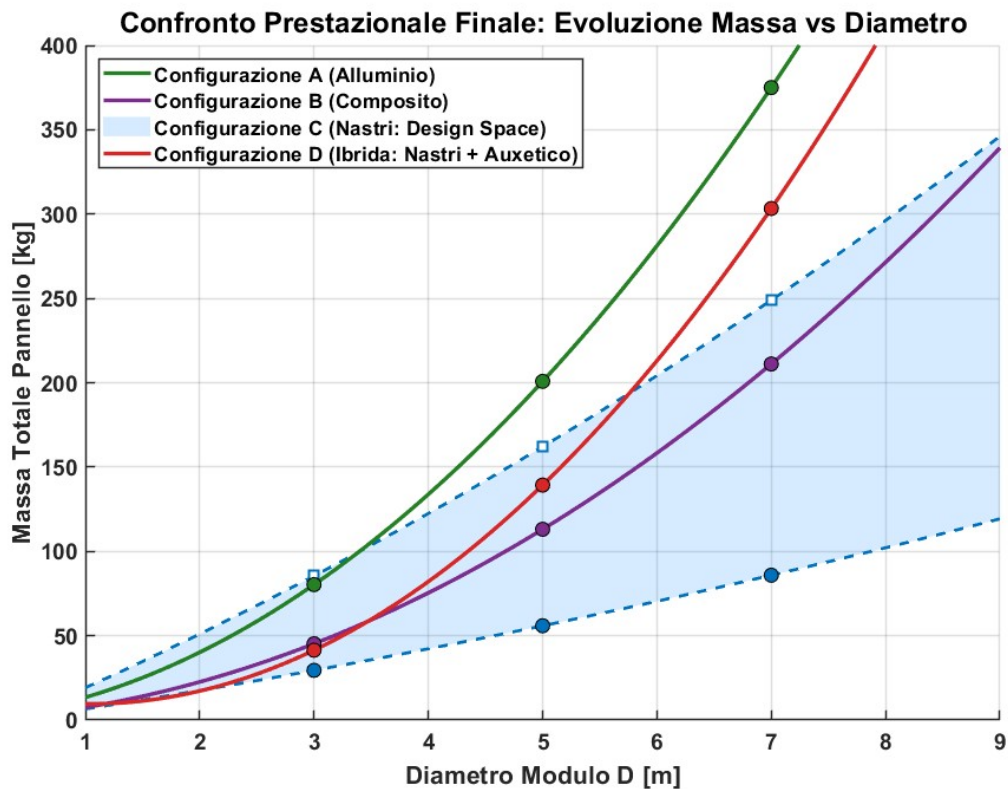


Figura 65: Confronto prestazionale globale: andamento della massa totale del pannello in funzione del diametro per le quattro configurazioni studiate.

L'analisi comparativa del grafico evidenzia scenari applicativi ben distinti per ciascuna tecnologia:

- **L'obsolescenza dell'Alluminio (Configurazione A):** La curva verde conferma come le strutture metalliche tradizionali a guscio continuo siano la scelta meno performante per moduli abitativi di grandi dimensioni. Oltre i 4 metri di diametro, l'incremento di spessore necessario per contrastare lo sforzo membranale fa letteralmente "impennare" la massa, rendendo questa soluzione impraticabile per le missioni di esplorazione profonda.

- **Il primato del Composito (Configurazione B):** La curva viola rappresenta il limite inferiore di massa su tutto il dominio considerato. L'altissima rigidità e resistenza specifica dei laminati in fibra di carbonio garantiscono una leggerezza ineguagliabile. Tuttavia, tale vantaggio strutturale si scontra con l'impossibilità di stivaggio compatto al lancio (mancanza di *packaging efficiency*), vincolando il diametro massimo del modulo al *fairing* del vettore spaziale.
- **Il compromesso del Kevlar puro (Configurazione C):** La soluzione gonfiabile a nastri (curva blu), penalizzata ai piccoli diametri dai pesi "fissi" (come il *bladder* e le protezioni di base richieste per la stabilità del pacchetto), si riscatta per moduli di grande cubatura ($D > 6.5$ m). La sua curva di crescita, sebbene non sia la più bassa in assoluto, mantiene un gradiente quasi lineare, superando nettamente l'alluminio e offrendo il vantaggio cruciale del volume compatto.
- **Il potenziale della soluzione Ibrida (Configurazione D):** L'integrazione del *pattern* auxetico metallico sull'esoscheletro tessile (curva rossa) produce il comportamento più interessante. Per diametri contenuti ($D = 3$ m), il peso è paragonabile all'eccezionale prestazione del composito. Al crescere delle dimensioni, l'aggiunta della massa dell'alluminio fa divergere la curva rispetto alla Configurazione C, rendendola più pesante attorno ai 7 metri. Tuttavia, questa configurazione si pone come un eccellente compromesso ingegneristico per i diametri intermedi (4-6 metri): risulta enormemente più leggera dell'alluminio puro, si mantiene competitiva rispetto ai tessuti base e, pur non raggiungendo i record del composito, aggiunge alla flessibilità di stivaggio una rigidità e una resistenza agli impatti locali che le architetture unicamente tessili non possiedono.

In conclusione, lo studio dimostra che non esiste un'architettura "dominante" in senso assoluto. La scelta ottima dipende strettamente dai vincoli di missione: se il *driver* principale è il volume lanciabile, le strutture gonfiabili (C e D) rappresentano l'unica via percorribile per i grandi moduli, con la variante ibrida auxetica che offre una nuova e promettente alternativa per il controllo delle deformazioni locali.

7.7 Studio della Configurazione Ibrida: Pannello in TPU/Kevlar con Auxetico schematizzato con pattern rettangolare

Alla luce delle analisi condotte sulle configurazioni precedenti, è emerso che un incremento eccessivo del diametro del modulo abitativo/pressurizzato comporta un aumento critico dello stato tensionale e delle deformazioni globali della struttura. Per tale motivo, si è scelto di consolidare il diametro nominale a 5 metri, individuando nell'estensione

longitudinale del modulo (ad esempio portando la lunghezza da 6 metri a 10-12 metri) la strategia ingegneristica più sicura ed efficiente per incrementare il volume utile, mantenendo al contempo gli stress entro limiti accettabili.

Al fine di ottimizzare ulteriormente il comportamento meccanico del modulo da 5 metri, in questa fase si è valutata l'applicazione di un rinforzo strutturale esterno. Nello specifico, si è modellato il pannello di riferimento (2500×6000 mm) realizzando la base in materiale composito (TPU + Kevlar) e applicando sulla superficie esterna un *pattern* auxetico con celle di forma quadrata.

Geometria e Materiali

La scelta della geometria quadrata per la cella auxetica non è casuale: essa si adatta in modo ottimale al dominio rettangolare del pannello in esame, permettendo una distribuzione omogenea delle rigidzze e facilitando il rispetto del parametro di "area libera massima" calcolato in precedenza. Il layer auxetico è stato modellato con uno spessore di 3 mm e, in analogia con i risultati prestazionali ottenuti nella Configurazione D, è stato assegnato l'alluminio come materiale costituente.

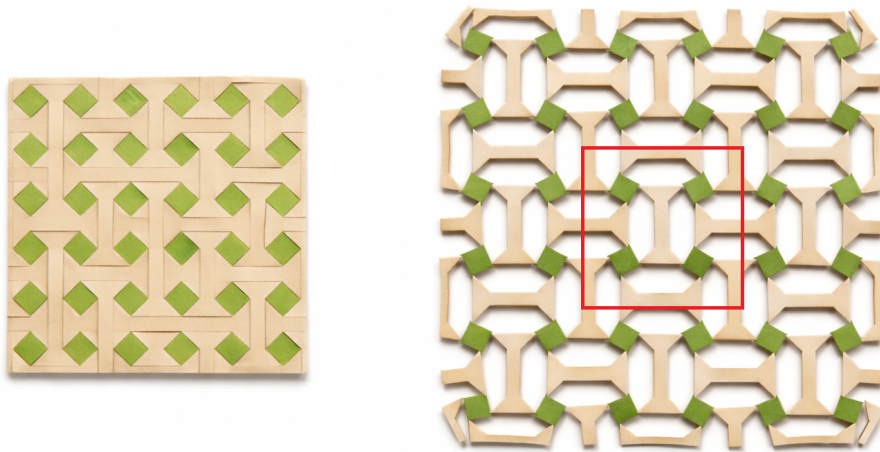


Figura 66: Pattern Auxetico Utilizzato

Impostazione del Modello FEM

Il modello è stato impostato in ambiente MSC Patran/Nastran replicando le condizioni operative standard:

- **Mesh:** È stata generata una mesh adeguata per catturare sia la flessibilità della base in TPU/Kevlar sia la rigidità locale introdotta dai rami del rinforzo in alluminio.
- **Vincoli:** Sono state applicate le condizioni al contorno coerenti con il montaggio del pannello sulla struttura primaria del modulo.
- **Carichi:** È stato applicato il carico di pressione nominale agendo sulla superficie interna del pannello.
- **Auxetico:** Viene schematizzata una versione semplificata del pattern auxetico da poter utilizzare su Patran/Nastran.

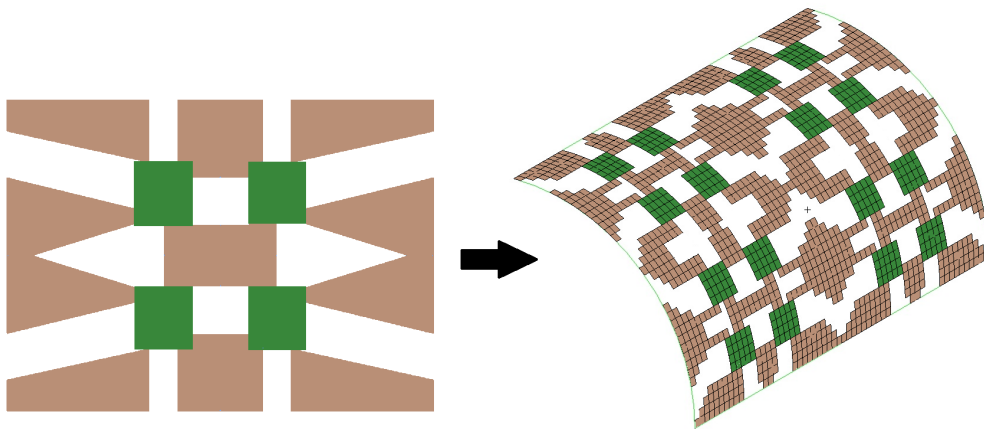


Figura 67: Applicazione Auxetico semplificato sul pannello Patran

Risultati dell'Analisi

L'analisi lineare statica ha permesso di valutare l'efficacia del rinforzo auxetico nel limitare l'espansione radiale e ridistribuire le tensioni. I dati relativi agli spostamenti massimi e allo stato tensionale per i due materiali coinvolti sono riassunti nella Tabella 26.

Tabella 26: Risultati dell'analisi FEM per la configurazione ibrida con pattern auxetico quadrato.

Spessore Auxetico [mm]	Massa [kg]	Spost. Max [mm]	$\sigma_{\text{Alluminio}}$ [MPa]	σ_{Kevlar} [MPa]	FI_{Max} [-]
3	172.9	56.3	390	1200	≈ 1
3 (ottimizzato 1)	165.7	62.1	390	1200	≈ 1
3 (ottimizzato 2)	164.4	64.0	390	1200	≈ 1

Il processo di ottimizzazione ha previsto l'eliminazione di alcuni elementi Quad4 superflui, verificando che tale rimozione non introducesse alterazioni critiche o concentrazioni nel campo delle tensioni.

Di seguito si riportano i plot estratti dal post-processing, che illustrano nel dettaglio la deformata della struttura e la mappatura delle tensioni.

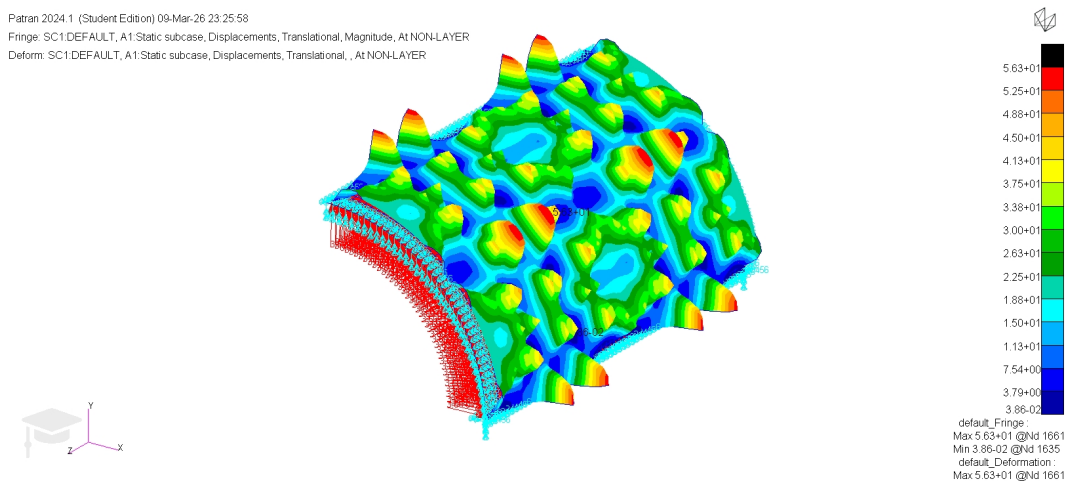


Figura 68: Plot degli spostamenti globali del pannello Auxetico

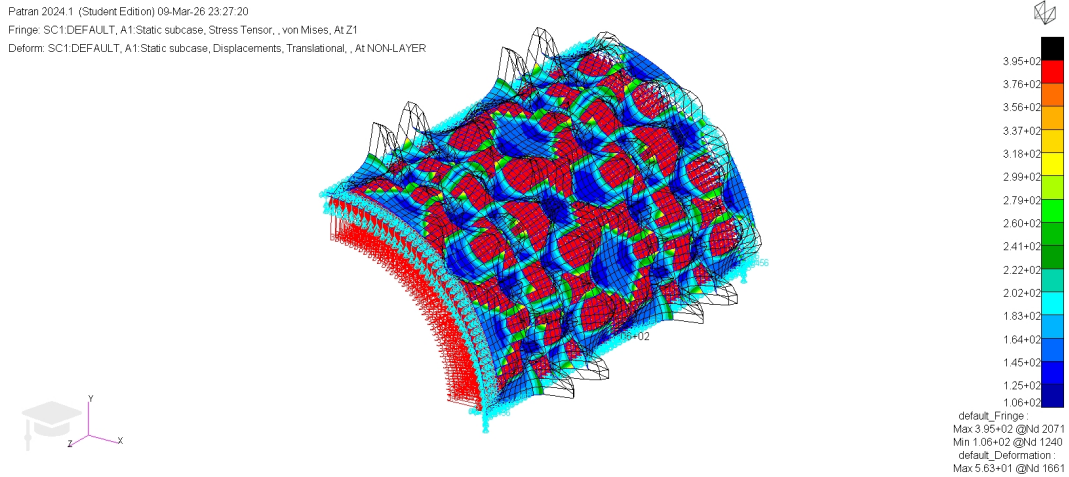


Figura 69: Plot delle tensioni di Von Mises (dettaglio sul layer auxetico in alluminio).

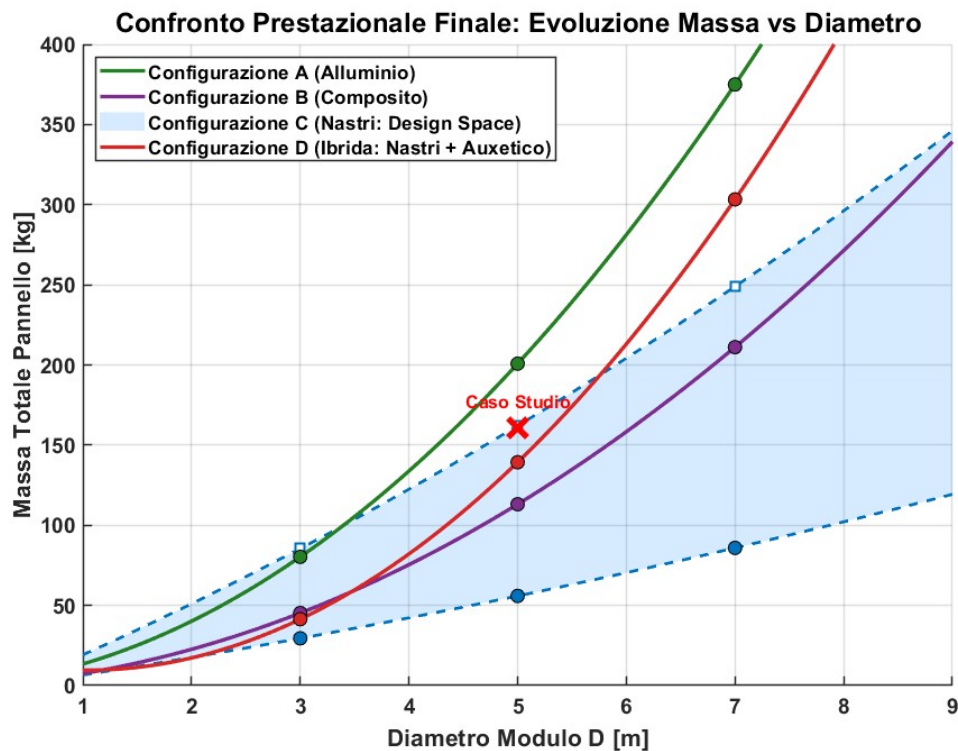


Figura 70: onfronto prestazionale globale con l'aggiunta del caso studio auxetico

7.8 Confronto delle masse per le configurazioni a 5 metri

Nell'ambito della progettazione di strutture per impieghi aerospaziali e moduli abitativi pressurizzati, l'ottimizzazione del peso rappresenta un criterio di progetto fondamentale, avendo un impatto diretto sui costi di lancio e sulla fattibilità dell'intera missione. In questa sezione viene proposto un confronto diretto valutando esclusivamente la massa

del singolo componente strutturale (pannello 2500×6000 mm) per tutte le configurazioni analizzate al diametro nominale di 5 metri.

Le architetture poste a confronto sono le seguenti:

- **Alluminio:** Pannello isotropo metallico di riferimento.
- **Composito:** Pannello di base realizzato interamente in materiale composito.
- **TPU + Nastri + sistema di dispiegamento:** Bladder in TPU irrigidito tramite l'applicazione di un sistema di nastri di rinforzo in Kevlar.
- **TPU + Nastri + Auxetico:** Configurazione ibrida finale, comprensiva di nastri e di un pattern auxetico esterno in lega di alluminio.

I valori di massa estratti dai rispettivi modelli numerici sono sintetizzati nella Tabella 27.

Tabella 27: Confronto delle masse per le diverse configurazioni del pannello.

Configurazione	Massa del Componente [kg]
Alluminio	200.8
Composito	113.1
TPU + Nastri	162.08
TPU + Nastri + Auxetico	164.4

Il passaggio dalla configurazione di riferimento in alluminio (200.8 kg) a quella in puro materiale composito (113.1 kg) permette un drastico abbattimento del peso strutturale di oltre il 43%. Tuttavia, per limitare le deformazioni del modulo, l'aggiunta dei nastri di rinforzo fa risalire la massa a 162.08 kg, rappresentando un inevitabile compromesso ingegneristico. Infine, l'integrazione del pattern auxetico esterno comporta un aggravio di peso molto contenuto (+2.32 kg), confermando l'architettura ibrida finale (164.4 kg) come una soluzione strutturalmente valida per moduli gonfiabili, al pari delle configurazioni già esistenti.

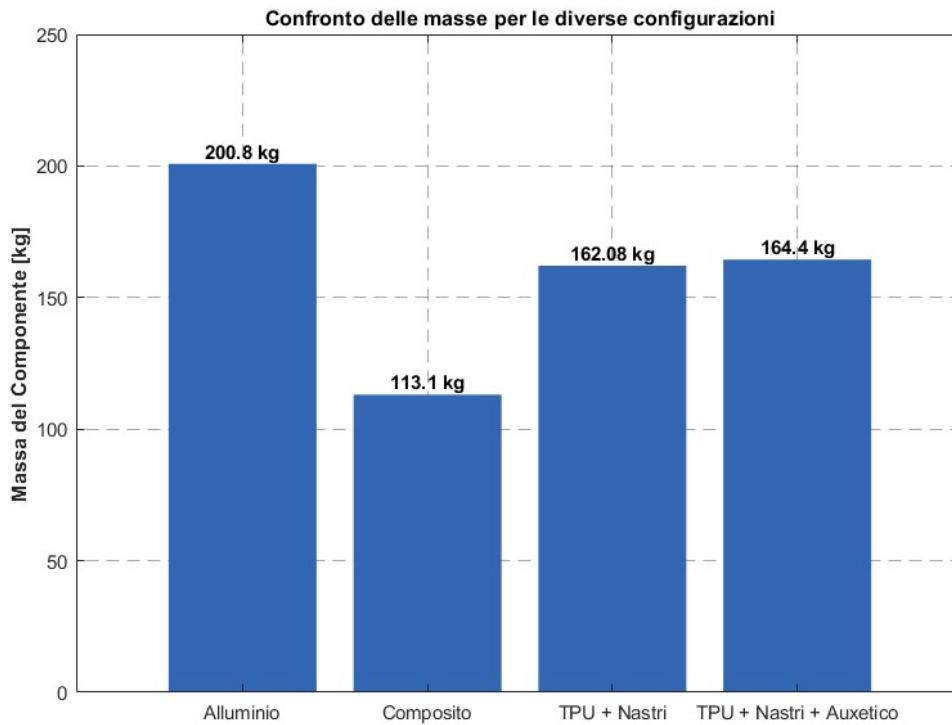


Figura 71: istogramma comparativo delle configurazioni

7.9 Analisi comparativa dei volumi in fase di lancio

Un parametro interessante nella progettazione di strutture spaziali è l'efficienza di stivaggio, definita come il rapporto tra il volume operativo a disposizione degli astronauti in orbita e l'ingombro del modulo compattato all'interno del *fairing* del lanciatore. Questo aspetto risulta determinante per valutare la fattibilità della missione e la compatibilità con i vettori attuali (es. Falcon 9, Ariane 6).

Per quantificare questo vantaggio, è stato definito un fattore di espansione radiale k , che lega il diametro operativo in orbita (D_{op}) al diametro compattato al lancio (D_{lancio}):

$$D_{op} = k \cdot D_{lancio} \quad (24)$$

Mantenendo fissa la lunghezza del modulo a $L = 6$ m e il diametro operativo target a $D_{op} = 5$ m (corrispondente a un volume interno di 117.8 m^3), si è proceduto a valutare l'ingombro al lancio per le quattro configurazioni in esame:

- **Alluminio e Composito rigido:** Essendo strutture monolitiche non dispiegabili, il fattore di espansione è unitario ($k = 1.0$). Il volume al lancio coincide pertanto con il volume operativo massimo.

- **TPU + Nastri:** Assumendo come riferimento i dati storici di moduli gonfiabili operativi come il BEAM (*Bigelow Expandable Activity Module*), è stato stimato un fattore di espansione conservativo pari a $k = 1.4$.
- **TPU + Nastri + Auxetico:** Studi presenti in letteratura sui metamateriali espandibili suggeriscono che le celle con coefficiente di Poisson negativo possiedono un'intrinseca e superiore capacità di compattazione. In un'ottica ottimistica, ma coerente con la cinematica del *pattern*, è stato assegnato un fattore $k = 1.6$.

I risultati di questo dimensionamento sono riassunti nella Tabella 28.

Tabella 28: Confronto dei diametri e dei volumi in fase di lancio ($D_{op} = 5$ m, $L = 6$ m).

Configurazione	Fattore k	D_{lancio} [m]	V_{lancio} [m ³]	Riduzione (%)
Alluminio	1.0	5.00	117.8	-
Composito	1.0	5.00	117.8	-
TPU + Nastri	1.4	3.57	60.1	-49.0%
TPU + Nastri + Auxetico	1.6	3.12	46.0	-61.0%

Come si evince chiaramente dai dati, l'adozione dell'architettura espandibile garantisce un risparmio di volume drastico. In particolare, la configurazione ibrida con *layer* auxetico permette di ridurre l'ingombro volumetrico al lancio del 61% rispetto a un modulo rigido tradizionale. Un diametro di stivaggio di soli 3.12 m risulta infatti ampiamente compatibile con la quasi totalità dei lanciatori commerciali *medium-heavy lift*, slegando la progettazione del modulo dai severi vincoli geometrici imposti dalle ogive dei razzi.

Al fine di fornire una visione più esaustiva dell'efficienza di stivaggio, la medesima analisi volumetrica è stata estesa a tutti i diametri operativi indagati nel presente studio, ovvero $D_{op} = 3, 5$ e 7 metri. Estrapolando i dati relativi ai volumi di lancio per ciascuna architettura, è stato generato il grafico riassuntivo riportato in Figura 72. Tale rappresentazione permette di apprezzare in modo immediato l'andamento parabolico dei volumi e, soprattutto, di cogliere il divario via via più marcato tra l'ingombro statico delle soluzioni rigide e la spiccata compattezza garantita dalle configurazioni espandibili all'aumentare delle dimensioni del modulo.

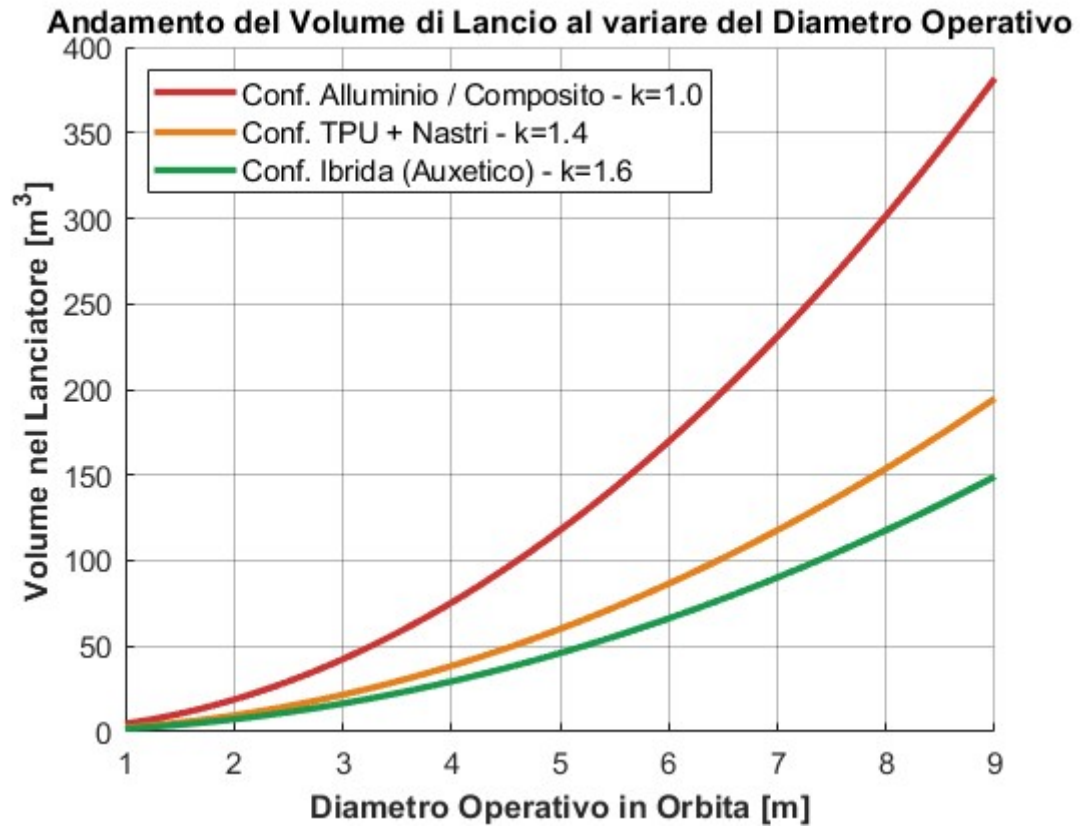


Figura 72: Andamento del volume di lancio al variare del diametro operativo per le diverse configurazioni ($L = 6$ m).

8 Conclusioni

Il presente lavoro ha affrontato il problema del dimensionamento di moduli spaziali gonfiabili mediante un approccio progressivo, che parte dall'analisi dello stato dell'arte e arriva alla valutazione numerica comparativa di diverse architetture strutturali. Il contributo principale della tesi consiste nell'avere messo a confronto, in modo coerente, quattro famiglie di soluzioni - metallica, composita, tessile con restrain layer a nastri e ibrida con rinforzo auxetico - evidenziandone vantaggi, limiti e ambiti di impiego più appropriati.

Un primo risultato importante riguarda la validità dell'impostazione modellistica adottata. La configurazione metallica di riferimento ha consentito di verificare la coerenza tra modello teorico a cilindro sottile e modello FEM, mostrando l'aumento quasi lineare delle tensioni circonferenziali con il diametro e confermando che, pur restando verificabile con opportuni spessori, la soluzione in alluminio diventa rapidamente penalizzante in termini di massa. Nonostante il modulo in alluminio rappresenti la soluzione ottimale in termini di rigidezza e resistenza ai carichi di pressione, Per i tre diametri considerati, questa soluzione rappresenta il benchmark meno efficiente per moduli abitativi di grande taglia.

La configurazione in composito CFRP ha mostrato la migliore efficienza peso/prestazioni tra le soluzioni "continue". Il vantaggio del composito resta molto marcato fino a diametri intermedi, ma tende a ridursi quando la struttura deve essere scalata oltre i 6 m, dove diventano necessari un aumento di spessore o una modifica del layout. In altre parole, il composito emerge come soluzione ottimale quando il requisito dominante è la minimizzazione della massa strutturale, ma la sua scalabilità non è illimitata.

La configurazione con bladder in TPU e restrain layer a nastri in Kevlar o Vectran è quella che meglio rappresenta la logica costruttiva reale dei moduli gonfiabili. L'analisi parametrica ha mostrato che il Kevlar garantisce una rigidezza superiore al Vectran e un miglior contenimento del bulging locale, diventando quindi il materiale più adatto quando la stabilità dimensionale è un requisito prioritario. Per le configurazioni ottimizzate, includendo overhead di dispiegamento e struttura rigida, la massa totale di sistema cresce notevolmente. Questo risultato è molto importante perché mostra che la convenienza dei sistemi gonfiabili non può essere valutata guardando solo la membrana strutturale: occorre sempre considerare anche il costo in massa del nucleo rigido, delle interfacce e dei meccanismi di ritenuta.

Il risultato più originale della tesi riguarda la configurazione ibrida con integrazione di un pattern auxetico bistabile. Qui il contributo non è tanto quello di battere sempre le architetture precedenti in massa assoluta, quanto di introdurre una nuova

leva progettuale: il controllo della deformazione locale del bladder e l'aumento della rigidità locale senza perdere completamente i vantaggi di comprimibilità e stivaggio del sistema gonfiabile. Le analisi mostrano che, per diametri intermedi, la soluzione ibrida costituisce un compromesso ingegneristicamente molto interessante: è molto più leggera dell'alluminio, resta competitiva rispetto ai sistemi tessili rinforzati e aggiunge capacità di contenimento dello "spanciamento" e robustezza locale che le architetture puramente tessili non possiedono. Nel confronto finale a 5 m, il passaggio da TPU + nastri a TPU + nastri + auxetico comporta un incremento di massa contenuto, da 162.08 kg a 164.4 kg, segnale che l'integrazione del layer auxetico può essere ottenuta con una penalizzazione ponderale limitata rispetto ai benefici meccanici attesi.

Dal punto di vista del progetto di habitat, emerge inoltre una conclusione molto chiara: l'incremento del diametro è il parametro che rende più rapidamente critico lo stato tensionale della struttura. Per questo motivo, il lavoro suggerisce implicitamente una strategia progettuale molto robusta, cioè limitare il diametro nominale del modulo attorno ai 5 m e aumentare eventualmente il volume utile tramite l'estensione longitudinale del cilindro, anziché tramite un incremento indiscriminato del diametro. Questa indicazione è particolarmente rilevante per future architetture lunari o marziane, dove la scalabilità volumetrica deve essere bilanciata con margini strutturali, trasportabilità e semplicità di integrazione.

Nel complesso, la tesi dimostra quindi che non esiste una configurazione "dominante" in senso assoluto. La soluzione metallica resta utile come benchmark e come caso di validazione, ma è troppo pesante per moduli di grande volume. Il CFRP è la soluzione più efficiente in termini di massa per diametri medio-piccoli, ma mostra limiti di scalabilità. L'architettura TPU + nastri rappresenta la soluzione più coerente con la tecnologia dei moduli gonfiabili reali ed è quella che meglio conserva la logica di stivaggio e dispiegamento. Infine, la configurazione ibrida con auxetico appare promettente per sviluppi futuri, perché introduce funzioni aggiuntive di irrigidimento locale, controllo della forma e potenziale miglioramento della resistenza a impatti e instabilità locali, senza un aggravio di massa proibitivo.

In conclusione, il lavoro conferma che l'integrazione di materiali flessibili classici con strutture auxetiche non deve essere interpretata come una sostituzione totale delle architetture esistenti, ma come un'evoluzione del concetto di parete multistrato dei moduli gonfiabili. Il vero valore dell'auxetico, infatti, non è solo nella riduzione di massa, ma nella possibilità di progettare involucri più intelligenti, con rigidità modulata, migliore distribuzione degli sforzi e maggiore capacità di assorbimento energetico. In questa prospettiva, la tesi non si limita a confrontare materiali diversi, ma propone una linea di sviluppo credibile per habitat spaziali di nuova generazione, più leggeri, più

controllabili e più adatti alle esigenze delle future missioni di lunga durata.

Bibliografia

- [1] Wang, B., Zhu, J., Zhong, S., Liang, W., & Guan, C. (2024). Space deployable mechanics: A review of structures and smart driving. *Materials & Design*, 237, 112557. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2023.112557>
- [2] de la Fuente, H., Raboin, J. L., Spexarth, G. R., & Valle, G. D. (2000). TransHab: NASA's Large-Scale Inflatable Spacecraft. AIAA 2000-1822. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20100042636>
- [3] Kennedy, K. J. (1999). ISS TransHab: Architecture Description. SAE Technical Paper 1999-01-2143. https://www.researchgate.net/publication/300690924_ISS_TransHab_Architecture_Description.
- [4] Brandon, E. J., Vozoff, M., Kolawa, E. A., et al. (2011). *Structural health management technologies for inflatable/deployable structures: Integrating sensing and self-healing*. *Acta Astronautica*, 68(7–8), 883–903. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.08.016>
- [5] Valente, M., Caviggioli, F., & Agostini, L. (2025). Space Economy and Sustainability: A Systematic Review. *Sustainable Development*, 33(4), 4922–4959. <https://doi.org/10.1002/sd.3383>
- [6] Politecnico di Torino, DIMEAS. (s.d.). MUL2 (MULTilayered structures and MULTifield analyses). https://www.dimeas.polito.it/en/research/research_groups/mul2_multilayered_structures_and_multifield_analyses (consultato il 15/01/2026). dimeas.polito.it
- [7] Destefanis, R., Faraud, M., Guarnieri, V., et al. (2006). Selecting Materials to Protect Inflatable Structures from the Space Environment. ESA SP-616. http://esmat.esa.int/Materials_News/SP-616/session_01/S1_6_Destefanisrev.pdf
- [8] Rafsanjani, A., & Pasini, D. (2016). Bistable auxetic mechanical metamaterials inspired by ancient geometric motifs. *Extreme Mechanics Letters*, 9(2), 291–296. <https://scispace.com/pdf/bistable-auxetic-mechanical-metamaterials-inspired-by-3e9jlt5t16.pdf>
- [9] Lindell, M. C., Hughes, S. J., Dixon, M., & Wiley, C. E. (2006). Structural Analysis and Testing of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE). AIAA Paper 2006-1699. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20060013504>
- [10] S. Motta, “Aluminum Foil ExpandibleStructure”, Aerospace Expandable StructuresConference Transactions, Air Force Aero Propulsion Lab, Report AFAPL-TR-65 108 (AD-631406), May 1965, pps. 573-602.

- [11] Valle, G. D., Zipay, J. J., Litteken, D., Christiansen, E. L., & Jones, T. C. (2019). System Integration Comparison Between Inflatable and Metallic Spacecraft Structures. In 2019 IEEE Aerospace Conference (AERO) (pp. 1–14). https://angadh.com/assets/papers/333919095_Systeme.pdf
- [12] A.J. Wendt and L.D. Surber, “Unfurlable Antennas”, Proceedings of 3rd Aerospace Expandible and Modular Structures Conference, Air Force Aero Propulsion Lab report TR-68-17 AFAPL (AD668181), May 1967, 317-343.
- [13] He, S., Wu, M.-J., Lebée, A., & Skouras, M. (2025). MatAIRials: Isotropic Inflatable Metamaterials for Freeform Surface Design. *Computer Graphics Forum*, 44(5), e70190. <https://doi.org/10.1111/cgf.70190>
- [14] Häuplik-Meusburger, S., & Özdemir, K. (2012). Deployable Lunar Habitation Design. In V. Badescu (Ed.), *Moon: Prospective Energy and Material Resources* (pp. 469–502). Springer. https://doi.org/10.1007/978-3-642-27969-0_20
- [15] Kennedy, K. J., Raboin, J., Spexarth, G., & Valle, G. D. (2000). Inflatable Structures Technology Handbook: Inflatable Habitats (Chapter 21) (JSC-CN-6300). NASA Johnson Space Center. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20110000798>
- [16] National Aeronautics and Space Administration (NASA). (2023, Sep 27). Bigelow Expandable Activity Module (BEAM). <https://www.nasa.gov/international-space-station/bigelow-expandable-activity-module-beam/>
- [17] Augello, R. (2025, Apr 8). Deployable and Inflatable Structures: New Frontiers for Space Exploration, Astronomical Observation, and the Development of Advanced Technologies. Presentazione (slide), HUMANS IN SPACE. https://www.aeropolis.it/workshop2025/seminario_Napoli_8_aprile_2025/Doc/Deployable%20and%20inflatable%20Structures%20-%20Augello%2008_04_25.pdf
- [18] Schneider, W. C., et al. (2001). Advanced structural and inflatable hybrid spacecraft module. US Patent 6,231,010 (15 May 2001). <https://patents.google.com/patent/US6231010B1/en>
- [19] Inflatable technology: using flexible materials to make large structures. Douglas A. Litteken* NASA Johnson Space Center, 2101 NASA Parkway, Houston, TX, USA 77058
- [20] Park, J.-S., Ki, K., Lee, A., Sun, J.-Y., & Kim, H.-Y. (2025). Snap inflatable modular metastructures for multipath, multimode morphing machines. *Cell Reports Physical Science*, 6(2), 102448. <https://doi.org/10.1016/j.xcrp.2025.102448>
- [21] Analyzing the failure and damage of FRP composite laminates <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2019.03.008>
- [22] A Straightforward Approach to Thickness Tailoring in Composite Structures <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.107111>

[//ntrs.nasa.gov/api/citations/20210021062/downloads/NASA_TM_20210021062.pdf?utm_source=chatgpt.com](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210021062/downloads/NASA_TM_20210021062.pdf?utm_source=chatgpt.com)

[23] Costa Cassapakis and Mitch Thomas. “Inflatable structures technology development overview”. In: Space programs and technologies conference. 1995, p. 3738.

[24] A Clem, S Smith, and J Main. “A pressurized deployment model for inflatable space structures”. In: 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. 2000, p. 1808.

[25] Deployable and Inflatable Structures: New Frontiers for Space Exploration, Astronomical Observation, and the Development of Advanced Technologies. Riccardo Augello. Apr 2025

[26] Structural Analysis and Testing of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE). Michael C. Lindell and Stephen J. Hughes† NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 23681

[27] Doug Litteken and Thomas Jones. “Development of an Inflatable Airlock for Deep Space Exploration”. In: 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. 2018

[28] Non-Axisymmetric Inflatable Pressure Structure (NAIPS) Concept that Enables Mass Efficient Packageable Pressure Vessels with Sealable Openings <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20160013336/downloads/20160013336.pdf>

[29] Billy Derbes. “Case studies in inflatable rigidizable structural concepts for space power”. In: 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.

[30] Fracture Toughness of Fibrous Composite Materials <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19850002828/downloads/19850002828.pdf>

[31] KEVLAR ARAMID FIBER TECHNICAL GUIDE https://www.dupont.com/content/dam/dupont/amer/us/en/safety/public/documents/en/Kevlar_Technical_Guide_0319.pdf

[32] Study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20010035883/downloads/20010035883.pdf>

[33] Environmental Control and Life Support (ECLS) System Options for Mars Transit and Mars Surface Missions, David Howard <https://ttu-ir.tdl.org/server/api/core/bitstreams/3374dfd4-0ceb-4cfb-a754-b32609711d09/content>

