POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale
in Ingegneria Meccanica

Tesi di Laurea Magistrale

Selezione dei materiali per un robot gonfiabile per applicazioni aerospaziali: criteri e metodologie

Relatori

Prof. Stefano Mauro

Ing. Pierpaolo Palmieri

Ing. Matteo Gaidano

Candidato

Andrea Ruggeri

Matricola 261363

Luglio 2021

Sintesi

Fin dagli albori dell'esplorazione spaziale è sempre stato vivo l'interesse verso le strutture gonfiabili in quanto permettono di portare in orbita oggetti di grandi dimensioni dal peso contenuto e racchiusi in un volume piccolo durante il lancio; queste peculiarità sono fondamentali in questo ambito, e giustificano la grande profusione di sforzi attualmente in atto nella ricerca di geometrie, materiali, metodi di ripiegamento e controllo delle strutture gonfiabili sempre più affidabili. Una soluzione interessante in questo senso proviene dal mondo della robotica ed è quella dell'impiego dei *soft robot* per applicazioni spaziali: sono robot realizzati in materiali morbidi o comunque caratterizzati da elevata cedevolezza, caratteristica che li rende leggeri, versatili e adatti anche all'interazione con l'uomo. Una proposta in questo senso, già avanzata da vari autori, consiste nell'adozione di un *robot gonfiabile* che abbia una struttura simile ai robot articolati tradizionali, i cui link siano però gonfiabili e costruiti con materiale elastico: questo consente da una parte di superare i limiti dei robot tradizionali, essendo leggero e stoccabile in volumi ridotti, dall'altra di ereditarne il pregio della notevole mobilità e mantenere una buona precisione di posizionamento a condizione di garantire il controllo della pressione di gonfiaggio. Questo tipo di robot può raggiungere dimensioni notevoli pur mantenendo una massa ridotta e volume limitato al lancio: questo lo rende adatto ad essere montato su satelliti o navicelle per svolgere compiti di rimozione di detriti o per collaborare con l'uomo in operazioni extraveicolari o all'interno di moduli abitabili. In questa tesi si discutono alcuni aspetti riguardanti la fattibilità di un robot articolato gonfiabile per impieghi spaziali: innanzitutto vengono esaminate in dettaglio le problematiche dell'impiego di polimeri nello spazio e si presentano alcune proposte di soluzioni ottenute confrontando soluzioni già

esistenti per strutture gonfiabili nello spazio, dopodiché viene studiato il comportamento strutturale di una trave gonfiabile mediante l'esame di un modello analitico e di un modello agli elementi finiti confrontati tra loro; i risultati vengono confrontati con dati sperimentali ottenuti su un prototipo di link gonfiabile in PVC.

.

Indice

Sintesi ..... **iii**

Indice ..... **v**

Introduzione **1**

Capitolo 1 Applicazioni inflatable nello spazio: materiali, esempi, considerazioni 1

1.1 Introduzione **1**

1.2 Polimeri nello spazio **2**

1.3 Temperature estreme, cicli termici **5**

1.3.1 Esempi 10

1.4 Degradazione da ossigeno atomico (AO) **11**

1.4.1 AO e polimeri: vulnerabilità e soluzioni 14

1.4.2 Osservazioni 17

1.5 Evaporazione in alto vuoto - Outgassing **17**

1.5.1 Soluzioni 21

1.6 Radiazioni ionizzanti e raggi UV **22**

1.6.1 Comportamento dei polimeri 25

1.6.2 Soluzioni 28

1.7 Detriti spaziali **29**

1.7.1 Soluzioni 31

1.8 Riepilogo sui materiali per applicazioni inflatable nello spazio **35**

1.8.1 Fibre – strutturali 36

1.8.2 Coating-film 37

1.8.3 Coating – elastomeri 37

1.9 Conclusioni: resistenza qualitativa agli agenti di degrado spaziale **38**

1.10 Alcuni esempi di strutture gonfiabili nello spazio e materiali **42**

1.10.1 Sistemi di rientro e decelerazione 43
1.10.2 Antenne e riflettori 44
1.10.3 Strutture di supporto 45
1.10.4 Ambienti abitabili 46
1.11 Alcune considerazioni su impaccamento e gonfiaggio 47
1.11.1 Irrigidimento 50

Capitolo 2 Modello analitico per la trave gonfiabile 53
2.1 Comportamento meccanico e wrinkling 54
2.2 Modello di Veldman – previsione del momento di wrinkling 59
2.3 Modello di Veldman – analisi di sensibilità 63
2.4 Modello di Veldman – Calcolo della linea elastica e freccia massima .. 66
2.4.1 Variazione della pressione 69
2.4.2 Variazione del rapporto $\boldsymbol{r/t}$ 70
2.4.3 Variazione del rapporto $\boldsymbol{Ex/E\theta}$ 71
2.5 Osservazioni generali e indicazioni per il progetto 72

Capitolo 3 Materiali compositi 75
3.1 Compositi: natura e classificazioni 76
3.1.1 Fibre 78
3.1.2 Matrici 81
3.1.3 Compositi laminati 81
3.2 Proprietà meccaniche dei compositi 82
3.2.1 Micromeccanica 82
3.2.2 Meccanica delle lamine 91
3.2.3 Esempio 1 94
3.2.4 Esempio 2 95
3.3 Applicazione al modello di Veldman 97
3.4 Osservazioni finali 98

Capitolo 4 Prototipo sperimentale e validazione 99
4.1 Prototipo e setup sperimentale 100
4.2 Prove sperimentali 102
4.3 Osservazioni 102
4.4 Valutazione dell'incertezza sul modulo elastico 104
4.5 Valutazione di $\boldsymbol{Ex}$: modello con deformazioni radiali 107
4.6 Modifica del modello di Veldman e confronto coi dati 111

4.7 Conclusioni **113**

Capitolo 5 Modello agli elementi finiti **115**

5.1 Analisi agli elementi finiti **116**

5.2 Preprocessing e descrizione del modello **117**

5.3 Modello lineare **119**

5.4 Problemi di convergenza e soluzioni **120**

5.5 Analisi di convergenza e tempo di calcolo **124**

5.6 Confronto del modello FE con dati sperimentali e modello analitico . **126**

5.7 Osservazioni **130**

5.8 Conclusioni e proposte **130**

5.8.1 Proposta miglioramenti: apparato sperimentale 132

5.8.2 Proposta miglioramenti: modello FE 132

Conclusioni e miglioramenti futuri **133**

Appendice A **135**

Indice delle figure **137**

Indice delle tabelle **141**

Bibliografia **142**

Introduzione

I robot manipolatori sono oggigiorno largamente impiegati nel mondo industriale: la grande versatilità, la capacità di carico, ripetibilità e precisione di posizionamento sono solo alcune delle caratteristiche che li rendono interessanti per l'impiego nell'industria; queste sono ottenute grazie ad un'elevata rigidezza dei link e dei giunti, a spese però della massa del robot stesso: vista la loro pericolosità, possono essere impiegati solamente in reparti nei quali la presenza umana sia fortemente ridotta se non assente.

Negli ultimi anni, d'altra parte, si sta assistendo alla progressiva diffusione di una nuova generazione di robot chiamati *robot collaborativi* (Figure 1): questi, come si evince dal nome, sono robot progettati e messi a punto per *collaborare* con l'uomo nello svolgimento di azioni complesse, stancanti o in altra maniera deleterie per la persona o per il prodotto. Tale collaborazione sarebbe impossibile qualora comportasse dei rischi per l'incolumità dell'operatore, pertanto è necessario che il

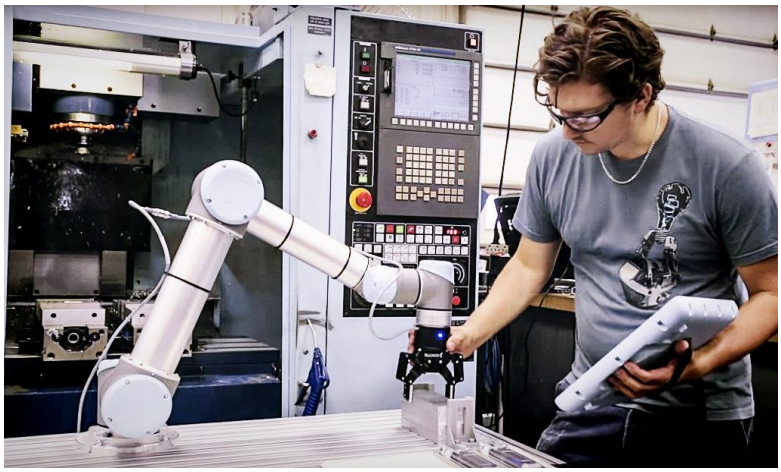


Figure 1 Esempio di *collaborative robot*

robot sia reso sicuro: questo si ottiene riducendo le masse in gioco, ammortizzando la struttura del robot e agendo in maniera opportuna sugli algoritmi di controllo per evitare le collisioni o perlomeno renderle innocue. Se questi obiettivi sono raggiunti, l'aumento della sicurezza, della produttività e della qualità del lavoro sono gli innegabili vantaggi che scaturiscono dall'adozione della robotica collaborativa.

In parallelo ai *co-bot* (collaborative-robot) si stanno profondendo sempre più energie nello sviluppo dei *soft robot*: questi sono robot realizzati con materiali cedevoli, simili in questo a quelli biologici, che siano ciononostante in grado di svolgere determinati compiti. L'idea di base che anima la ricerca in questo ambito è quello di produrre il movimento di oggetti artefatti attraverso dei meccanismi riconducibili a quelli biologici che si possono ritrovare in natura, oppure di realizzare strutture simili a quelle biologiche [1]: un esempio sono gli attuatori muscle-like. Questi meccanismi sono interessanti dal punto di vista ingegneristico perché permettono di ottenere strutture mobili molto leggere, a basso consumo energetico ed estremamente adattabili all'ambiente circostante [2]. La caratteristica *soft* di questi robot può essere declinata in diverse maniere: uso di materiali flessibili, attuatori cedevoli o a cedevolezza controllata, interazione "dolce" con l'ambiente circostante (natura e umano) [3].

Le soluzioni che alcuni organismi adottano per muoversi si possono definire "soft"; ad esempio, gli anemoni o i polpi non hanno un esoscheletro rigido, ma si affidano a una sorta di "esoscheletro idrostatico" pieno di fluido incomprimibile (Figure 2, sinistra): la contrazione di un muscolo in una zona provoca un allungamento in un'altra, generando così una deformazione continua [4]. In

Figure 2 Polpo e braccio robotico ispirato ai suoi tentacoli [7].

particolare, il polpo interagisce con l'ambiente attraverso i suoi tentacoli, i quali sono retraibili, allungabili e flessibili in ogni direzione dello spazio: essi si possono a pieno titolo definire dei "manipolatori soft" naturali. Attualmente col termine *soft robot* si intende quindi una struttura non più composta da link rigidi, bensì strutture a flessibilità e gradi di libertà (g.d.l.) distribuiti che operino con elevate deformazioni e interagiscano con l'ambiente [4].

Lo sviluppo di soft robot richiede, d'altro canto, un ripensamento dell'approccio progettuale. Negli ultimi decenni si sono consolidate una serie di tecniche di modellazione e controllo dei robot pensate per robot tradizionali, aventi un numero finito di gradi di libertà (localizzati in punti ben precisi) e poco flessibili: in questa maniera si possono applicare gli strumenti matematici adatti (come ad esempio la cinematica inversa) per modellare in maniera sufficientemente accurata il comportamento del robot, ottenendo sia una previsione dei carichi su link e giunti, sia un metodo veloce da impiegare nella pianificazione delle traiettorie; la flessibilità dei link viene tenuta in considerazione attraverso degli algoritmi opportuni [5]. Per i soft robot queste metodologie non sono più impiegabili: l'osservazione dei meccanismi biologici ha orientato la ricerca verso delle strutture a flessibilità elevata e a gradi di libertà distribuiti, rendendo di fatto obsoleti i metodi tradizionali [6], [1]: una struttura come l'Octopus ([7], Figure 2, destra), eloquente esempio di manipolatore soft a molti gradi di libertà e a distribuzione continua di flessibilità, non può essere controllato nella maniera standard. Così come la struttura, anche il controllo dei soft robot, quando possibile, è influenzato dalle soluzioni presenti in natura [8]. Ciononostante, alcuni problemi sono ancora aperti a causa dell'elevata complessità di gestione delle deformazioni continue di strutture complesse [9].

Così come i tessuti biologici sono multifunzione, parimenti i soft robot dovranno essere realizzati attraverso materiali adatti allo scopo. La sfida su questo fronte consiste nella necessità di avere materiali appositamente ingegnerizzati aventi caratteristiche uniche: il materiale ideale, da questo punto di vista, sarebbe quello che funga sia da sostrato meccanico, sia da attuatore, sia da sensore: in questa maniera si può ottenere la migliore integrazione tra le varie funzioni presenti in un

robot riducendo il numero di componenti. Questo si può ottenere utilizzando polimeri fotosensibili, termosensibili o a memoria di forma [10], che possono modificare in maniera continua la loro geometria in presenza di adeguati stimoli esterni. La perfetta e completa integrazione è ben lungi dall'essere raggiunta: già esistono d'altronde alcune soluzioni che adottano materiali soft, abbastanza cedevoli e flessibili da permettere un migliore adattamento alle condizioni esterne [2]: questi presentano un modulo di Young basso paragonabile a quello dei comuni tessuti biologici (muscoli, tendini) [9]. Lo studio sul materiale deve vertere quindi sia sulle sue caratteristiche fisiche, sia sulla morfologia (ad es. orientazione delle fibre, distribuzione delle reticolazioni) [2]. Fra i materiali più utilizzati in questo campo si annoverano i polimeri: siliconi, gomme ed altri elastomeri sono molto versatili dal momento che è possibile variare con continuità in maniera semplice molte delle loro proprietà fisiche e meccaniche (come rigidezza o conducibilità termica) [11]. Un'accurata messa a punto della geometria e delle proprietà del materiale può dare luogo a soluzioni compatte ed efficienti, come ad esempio i compositi reticolati a cella aperta termo-controllabili [12]: attraverso un riscaldamento localizzato, è possibile controllare la deformazione del composito in maniera accurata e puntuale, permettendo la deformazione di tutto il componente. D'altro canto, la ricerca della cedevolezza e dell'integrazione spinta comporta notevoli problemi di progettazione a causa del comportamento fortemente non lineare, delle scarse prestazioni a fatica dei materiali e della complessità dei processi produttivi [2], [13]. Fra le tecniche di produzione che si stanno affermando in ambito soft robotics si annoverano: Shape Deposition Manufacturing (SDM) [14], Soft Lithography [15], tecniche di stampa 3D [16] sia per realizzare gli stampi del robot [15], sia per la produzione dei componenti stessi [17].

I vantaggi principali che offre la soluzione soft robot sono la riduzione dei pesi, della rigidezza, un'estrema adattabilità alle condizioni di lavoro, la possibilità di essere ottimizzati in funzione della specifica applicazione, la riduzione del numero di componenti [6]; le difficoltà principali sono la difficoltà del controllo e il basso payload raggiungibile [2], [4], Tabella 1. Le applicazioni principali d'impiego dei soft robot riguardano: locomozione, manipolazione, applicazioni medicali, soft cyborg [9], [13].

Tabella 1 Confronto tra robot rigido tradizionale e robot soft [4].

	Rigido	*Soft*
Attuazione	Discreta	Continua
Deformazioni	Molto basse	Elevate
Materiali	Metalli, plastiche	Elastomeri, polimeri vari
Accuratezza	Molto elevata	Bassa
Capacità di carico	Elevata	Bassa
Sicurezza	Pericoloso	Sicuro
Destrezza	Bassa	Elevata
Manipolazione	Oggetti specifici	Varietà di oggetti
Controllabilità	Semplice	Complessa
Pianificazione	Semplice	Complessa
Monitoraggio	Semplice	Complesso

Una soluzione intermedia che consente di mantenere un payload accettabile e una buona precisione di posizionamento è rappresentata dal robot gonfiabile, il quale presenta dei gradi di libertà discreti come i robot tradizionali e dei link in materiale polimerico gonfiabile, eventualmente rinforzato; in particolare, è possibile applicare questa soluzione ai manipolatori per ottenere dei manipolatori gonfiabili ([18], Figure 3). Questi in generale possono essere sia dei manipolatori continui [19], controllati pneumaticamente, sia manipolatori articolati [20] con giunti rigidi o a rigidezza variabile: una soluzione interessante in quest'ultimo senso è costituita da giunti controllati da due muscoli pneumatici artificiali (PMA) antagonisti riportata in [21], che permette un'elevata integrazione tra elementi strutturali ed elementi di attuazione.

L'adozione di materiali polimerici, anche fibrorinforzati, consente di ridurre il peso complessivo del manipolatore e rende sicuro il robot per lo svolgimento di un lavoro collaborativo con l'uomo, dal momento che un'eventuale collisione presenterebbe meno pericoli; consente inoltre di adottare attuatori più piccoli per movimentare l'assieme per ridurre ulteriormente il peso e diminuire il fabbisogno

energetico del manipolatore stesso. La possibilità di essere gonfiato e sgonfiato attraverso controllo pneumatico [21] permette lo stoccaggio del robot in volumi contenuti, ad esempio durante il lancio in un satellite, e il suo passaggio attraverso spazi ristretti per poter raggiungere luoghi non accessibili: questa caratteristica è interessante nel caso di scenari post-disastro per operazioni di soccorso, manutenzione e smantellamento di siti nucleari e in generale per lavorare in posti non altrimenti raggiungibili da un classico robot articolato [19]. Nonostante l'intrinseca cedevolezza dovuta all'impiego di polimeri, l'azione della pressione permette di ottenere una rigidezza non trascurabile, che consente di mantenere un payload medio-alto e una buona precisione di posizionamento [22]. Riassumendo, questa soluzione è sicura per l'uomo, può essere resa compatta, ha bassa densità e un elevato rapporto payload/peso proprio, uniti ad una buona precisione.

Figure 3 Esempio di braccio robotico gonfiabile, particolare di un giunto [18].

La buona rigidezza raggiungibile con questa soluzione permette una semplificazione della modellazione e del controllo rispetto ai soft robot come l'Octopus [23]: il link gonfiabile può infatti essere modellato con gli approcci sviluppati per i link flessibili e assumendo piccole deformazioni [24].

L'industria spaziale è oggigiorno uno dei campi più interessanti per l'applicazione della robotica soft: le strutture gonfiabili si stanno rivelando sempre più promettenti per l'applicazione spazio in virtù della loro leggerezza, compattezza e versatilità [25]: alcuni importanti esempi sono il sistema di atterraggio del Mars Pathfinder [26], l'Inflatable and Rigidable Solar Array [27] e l'Inflatable Antenna Experiment (IAE) [28]. Le principali sfide della robotica in ambito spazio riguardano le masse in gioco, i volumi occupati, la controllabilità e la precisione di

posizionamento: l'adozione di un manipolatore gonfiabile può costituire una buona soluzione di compromesso per far fronte a tutte queste necessità [29]: esso può essere stoccato in un volume esiguo durante il lancio per poi essere gonfiato in orbita, con la possibilità di essere ripiegato e gonfiato altre volte oppure di rimanere gonfio per tutta la vita utile (permettendo così l'adozione di polimeri induribili per curing radiativo [30]) e può raggiungere dimensioni ragguardevoli senza pregiudicare il peso. Può essere utilizzato in una installazione su satellite per operazioni di debris-removal, manutenzione, oppure installato su navicelle come robot collaborativo per missioni extraveicolari, come il *Canadarm2* installato sulla ISS di Figure 4.

Figure 4 Braccio robotico *Canadarm2* installato sulla ISS (NASA)

Questo lavoro verte sullo studio del comportamento meccanico di un prototipo di link gonfiabile.

Nel primo capitolo si svolge uno studio di fattibilità per un'eventuale applicazione nello spazio con particolare attenzione prestata ai materiali da utilizzare, per rispondere alla domanda: "Esistono dei materiali coi quali poter costruire un robot gonfiabile che operi in orbita?". Nello specifico, vengono esaminati i vari fattori di degrado presenti nell'ambiente orbitale, i loro meccanismi d'azione e le soluzioni correntemente adottate nell'industria spaziale per prevenirne gli effetti. Vengono poi individuati alcuni polimeri con caratteristiche adatte per

l'applicazione in esame, e si presentano alcune soluzioni già esistenti per strutture gonfiabili nello spazio. In ultimo si esaminano alcuni meccanismi di ripiegamento per travi gonfiabili mostrandone vantaggi e problemi.

Nel secondo capitolo viene esaminata la statica di una trave gonfiabile, per il cui comportamento si possono distinguere due fasi: una lineare rispetto al carico, l'altra non lineare, divise da un valore di soglia detto *carico di wrinkling*, al quale corrisponde un fenomeno di instabilità della trave stessa con formazione di tipiche pieghe. Sono stati paragonati alcuni modelli analitici proposti in letteratura, dei quali è stato utilizzato uno in particolare per stimare l'influenza dei parametri di progetto (spessore, raggio, lunghezza, pressione di gonfiaggio, materiale) sulla risposta ai carichi e sul carico di instabilità.

Il terzo capitolo contiene alcuni modelli per la stima delle proprietà meccaniche dei materiali compositi, utilizzati largamente nelle strutture gonfiabili, che consentono di progettare un materiale fibrorinforzato dalle caratteristiche desiderate variando i materiali, l'orientazione dei rinforzi e la stratificazione.

Nel quarto capitolo vengono presentati i risultati di una campagna sperimentale condotta su un prototipo di link gonfiabile in PVC al variare della pressione di gonfiaggio; vengono comparati i risultati analitici e quelli sperimentali sulla base dei quali si propone una correzione. È stato inoltre stimato il modulo elastico attraverso fitting numerico.

Nel quinto capitolo si presenta un modello agli elementi finiti della trave gonfiabile messo a punto su un software commerciale per simulare il comportamento della trave stessa a carichi statici. Si presentano i metodi adottati per permettere la convergenza della simulazione non lineare ed esaminati i risultati ottenuti al variare della pressione interna.

Capitolo 1

Applicazioni inflatable nello spazio: materiali, esempi, considerazioni

1.1 Introduzione

Uno dei primi problemi da affrontare nella progettazione di un nuovo artefatto è la scelta del materiale con cui realizzarlo. Un link gonfiabile non può essere metallico, la scelta pertanto ricade interamente sui materiali polimerici; essi sono sufficientemente elastici ed impermeabili da consentire sia la tenuta stagna dell'aria sia il gonfiaggio e ripiegamento del link. Data l'enorme varietà di polimeri messi oggi a disposizione dall'industria, occorrono dei criteri da adottare per la scelta della soluzione finale; alcune proprietà sono indispensabili, come l'impermeabilità o l'inerzia chimica rispetto al gas di gonfiaggio, l'elasticità, mentre altre dipendono criticamente dall'applicazione d'interesse; ad esempio:

- Applicazione terrestre: in generale dei criteri di scelta possono essere la reperibilità e il costo; a seconda dell'ambiente di lavoro può essere richiesta una resistenza ai raggi UV, alle radiazioni ionizzanti, agli agenti chimici, ad atmosfere corrosive (es idruri o solfuri volatili), resistenza ed elasticità ad alte o basse temperature;

- Applicazione spazio: in questo caso le esigenze di sicurezza e di affidabilità non rendono i costi e la reperibilità dei criteri sufficienti d'elezione; sono critici invece la resistenza agli agenti di degrado in orbita e le prestazioni fisiche e meccaniche richieste (ad es. rigidezza dielettrica, tenacità, conducibilità termica).

Di seguito si espongono sinteticamente i punti principali del problema dell'impiego dei polimeri nello spazio; a seguire alcuni casi interessanti di applicazioni inflatable nello spazio, con particolare attenzione rivolta alle soluzioni in termini di materiali.

1.2 Polimeri nello spazio

Una proprietà fondamentale dei materiali polimerici è la possibilità di poter variare in modo continuo le loro caratteristiche fisiche e meccaniche con facilità; se a questo si aggiunge la loro bassa densità, si capisce come il loro impiego nell'industria spaziale sia quantomai proficuo: essi offrono un'elevata tenacità, elasticità, facilità di produzione a basso costo, possibilità di essere lavorati con geometrie complesse, capacità di isolamento termico ed elettrico [31]. Di fatto, il loro impiego nelle applicazioni spaziali viene incontro a queste due esigenze:

- *Restrizioni sul peso del materiale*: quanto più il velivolo spaziale è leggero, tanto meno carburante sarà necessario utilizzare durante il lancio. I polimeri contribuiscono a rendere leggero il velivolo e hanno in genere un elevato rapporto E/ρ;

- *Prestazioni dei materiali*: l'ambiente spaziale pone delle sfide importanti in fatto di resistenza e durata dei materiali. Alcuni componenti dei velivoli devono essere realizzati con materiali dalle caratteristiche ben precise: i polimeri possono essere opportunamente ingegnerizzati in maniera da ottenere le caratteristiche richieste; consentono quindi di ottimizzare il design del componente integrandolo con design del materiale stesso.

L'uso dei polimeri per le missioni spaziali è quindi molto ampio e risale fino agli albori della ricerca spaziale. Le applicazioni finora più comuni [32] sono state:

1) **Adesivi**. I vantaggi dell'utilizzo dei polimeri come adesivi sono molteplici: permettono la giunzione di componenti senza deformare la superficie (per superfici aerodinamiche), sono più leggeri delle giunzioni saldate o bullonate, smorzano le vibrazioni, redistribuiscono i carichi attorno ai punti critici (come i fori), permettono la giunzione di materiali differenti e hanno poche limitazioni sulle geometrie ottenibili. Si utilizzano per giunzioni tra differenti elementi strutturali come ad es. tra honeycomb e fusoliera. I più utilizzati sono resine a base epossidica e fenolica [33], [34].

2) **Compositi**: l'utilizzo di materiali compositi permette una migliore ripartizione della rigidezza del materiale che consente di ridurre notevolmente i pesi rispetto alla soluzione con materiale omogeneo; essi sono inoltre termicamente stabili, quindi non presentano importanti dilatazioni termiche e spesso sono isolanti elettrici. Esempi di applicazione sono i pannelli carbonio/epossidica utilizzati nel Thermal Protection System (TPS) della cabina dello Space Shuttle, le superfici ottiche realizzate in fibra di carbonio per essere dimensionalmente stabili in un ampio range di temperature o le strutture di satelliti di supporto ai carichi [35].

3) **Elastomeri**: estremamente flessibili, resistenti a molti agenti chimici, resistenti all'usura e smorzano le vibrazioni. Vengono utilizzati come copertoni per carrelli d'atterraggio, guarnizioni dei portoni, tubi e serbatoi flessibili per carburanti, o-ring per stadi di razzi [32]. Vengono utilizzate gomme nitrili, neopreni, poliuretani, siliconi e fluorosiliconi.

4) **Schiume**: rigide o flessibili, utilizzate come core per strutture sandwich per via della bassa densità, rigidezza, capacità di smorzamento delle vibrazioni (isolante acustico) e resistenza alla fiamma (per i poliimmidi); vengono usati polieterimmidi e polietersulfoni. Applicazioni in antenne radar, pannelli non strutturali [32].

5) **Film sottili**: alcune superfici possono richiedere l'applicazione di strati di polimero in maniera da modificarne le caratteristiche termiche, ottiche etc; lo spessore del film deve essere sufficiente a garantirne la prestazione e non elevato per contenere i pesi. Un'applicazione principe sono gli strati di Multi Layer Insulation (MLI), approfonditi in seguito, costituiti da una sovrapposizione di film sottili, [34], [36].

6) **Componenti vari**: isolanti per cavi elettrici, apparecchiature elettroniche, oblò (PMMA, policarbonati), radome (poliimmidi, polietersulfoni).

Data la loro versatilità, la ricerca sui polimeri per lo spazio è in continua evoluzione ed è orientata verso miglioramento delle prestazioni, ricerca di nuove morfologie e aumento dell'integrazione dei componenti, in parallelo agli opportuni processi di produzione. Nello specifico, negli ultimi decenni stanno emergendo nuovi tipi di polimeri [34]:

- **Film ultrasottili**, con spessori inferiori al micron, molto leggeri e utilizzati per le antenne gonfiabili, vele solari e riflettori ad elevata superficie.

- **Polimeri a memoria di forma** per strutture sviluppabili in orbita; sono perlopiù elastomeri a cella aperta che, a seguito di uno stimolo termico o elettrico, cambiano la loro forma fino ad assumere quella di progetto; possono essere stoccati in volumi molto piccoli durante il lancio.

- **Polimeri elettroattivi** da utilizzare come attuatori per strutture smart; sono membrane ioniche fluorinate a cui sono applicati degli elettrodi che veicolano un campo elettrico che induce la deformazione della membrana stessa.

- **Film elettrocromatici**: film di polimero che cambia le sue proprietà ottiche o termiche in seguito all'applicazione di un campo elettrico, che permette quindi di cambiare proprietà come l'emissività in maniera controllata al bisogno.

- **Nanomateriali** per applicazioni fuel cell, schermi elettromagnetici, batterie ricaricabili, nanosensoristica [37].

Per poter essere impiegato nello spazio, però, un polimero non deve avere solo le proprietà necessarie per la sua funzione: l'ambiente orbitale, sia esso di orbita bassa (LEO – Low Earth Orbit) che geostazionaria (GEO – Geostationary Orbit), è ostile verso la gran parte dei materiali di uso tecnologico, e verso i polimeri in particolare [38]. I principali meccanismi di degrado individuati nel corso degli anni sono cinque [31], [38], [39]:

1) Temperature estreme/fatica termica;
2) Aggressione da ossigeno atomico (AO);
3) Evaporazione in alto vuoto (Outgassing);
4) Radiazioni ionizzanti e raggi UV;
5) Collisione con detriti spaziali.

L'effetto di questi meccanismi è variabile: può comportare asportazione di materiale dalle superfici, modificazione chimica, cambiamento delle proprietà fisiche, infragilimento, insorgenza di stress termici; in ogni caso, la funzionalità del componente risulta compromessa e in alcuni casi anche la sua integrità. Pertanto, la progettazione degli oggetti in servizio in orbita non può prescindere dal progetto di ogni singolo materiale costituente e dalle varie interfacce tra materiali diversi. Un altro fattore di complicazione è dato dall'interazione reciproca tra i meccanismi (ad es. vuoto + UV + alta temperatura → VUV thermal degradation tipica del Teflon, approfondito più avanti).

Di seguito si presenta nel dettaglio il meccanismo d'azione dei cinque fattori sopraelencati, gli effetti su alcuni polimeri d'interesse e alcune strategie adottate o adottabili per far fronte agli effetti deleteri.

1.3 Temperature estreme, cicli termici

Sulla superficie terrestre la temperatura si mantiene in un range ristretto di temperature grazie all'azione schermante dell'atmosfera terrestre, la quale permette il manifestarsi del cosiddetto "effetto serra": alcune specie gassose quali CO_2, H_2O, CH_4, O_3 assorbono la radiazione solare e la riemettono nell'infrarosso in maniera tale da rendere stabile e moderatamente elevata la temperatura terrestre (che altrimenti sarebbe di mediamente -18°C, inadatta alla vita) [40]. In assenza di atmosfera (GEO) o in atmosfera molto rarefatta (LEO) l'effetto serra scompare, rendendo esposti alle radiazioni gli oggetti che ivi si trovano; inoltre, è presente anche l'effetto della radiazione termica terrestre (Figure 5).

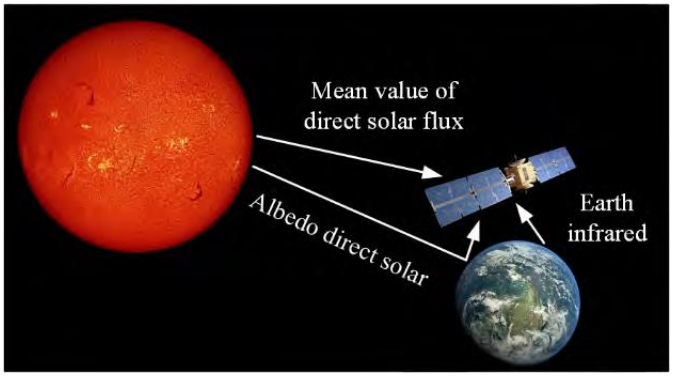


Figure 5 Diagramma delle principali fonti di riscaldamento in orbita [41].

Durante ogni rivoluzione attorno alla terra, della durata di circa 90 minuti in orbita LEO [31] e di un giorno siderale in orbita GEO, un oggetto si trova alternativamente esposto alla piena radiazione solare incidente e poi coperto dalla Terra; per un velivolo spaziale generico questo significa essere sottoposto sulla superficie ad un ciclo termico compreso mediamente tra -120°C e +120°C (LEO) o tra -150°C e 150°C [31] a causa della maggiore o minore esposizione ai raggi solari [35]. La determinazione della temperatura esatta di un oggetto non è banale, infatti essa dipende dalla potenza termica ricevuta (che dipende dal tempo e dall'inclinazione rispetto al Sole) e dall'emittanza del materiale stesso: una bassa emittanza può provocare un riscaldamento fino a temperature superiori a quelle riportate [35].

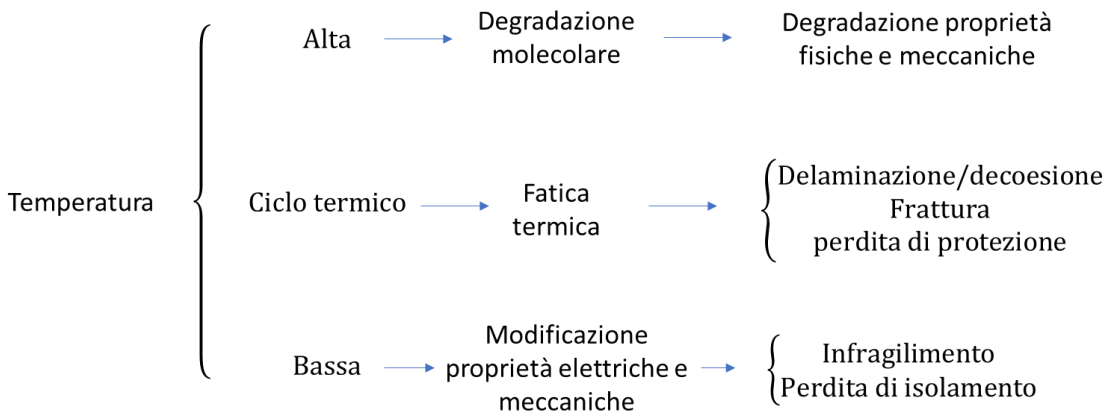


Figure 6 Schema riassuntivo degli effetti della temperatura estrema e dei cicli termici.

Come si può osservare in Figure 6, l'effetto della temperatura è complesso e dipende criticamente dal materiale d'interesse e da come è stato messo in opera. Tuttavia, è possibile fare delle osservazioni generali.

- **Cicli termici**: il ciclico riscaldamento e raffreddamento del materiale comporta una periodica deformazione dello stesso che, se non è libero di dilatarsi, innesca una situazione di stress ciclico anche detta *fatica termica*. Materiali con basso coefficiente di dilatazione termica e ad elevata tenacità sono quindi meno sensibili a questo problema. Particolare attenzione va posta nell'interfaccia tra due o più materiali; nel caso di materiali compositi, può avvenire la decoesione tra fibra e matrice, negli adesivi la perdita di aderenza con il substrato. Per evitare danni occorre che i coefficienti di

dilatazione termica siano simili, o che siano predisposti opportuni compensatori.

- **Alte temperature**: molti polimeri hanno un limite superiore di temperatura di impiego operativo; dato che questa può superare i 100°C, occorre prestare attenzione al tipo di polimero impiegato. A seconda del materiale si può incorrere in: fusione del materiale (ad es. per la gomma naturale), rammollimento del materiale (Figure 7) dovuto al superamento della temperatura di transizione vetrosa T_g (es. PVC, PET), invecchiamento per esposizione prolungata ad alte temperature, accelerazione di altri processi di degrado (attacco da AO, UV e outgassing, vedi oltre) [31]. La scelta del valore di riferimento ($T_{fusione}$ o T_g) dipende dal polimero e dal tipo di applicazione: materiali da cui sono richieste elevate proprietà meccaniche, come per esempio per gli scudi meccanici, devono operare ad una temperatura $T < T_g$, pena la perdita di rigidezza (es. policarbonati, aramidi, PTFE), mentre per altri polimeri cui viene richiesta tenacità e flessibilità potrebbe essere sufficiente la condizione $T < T_{fusione}$.

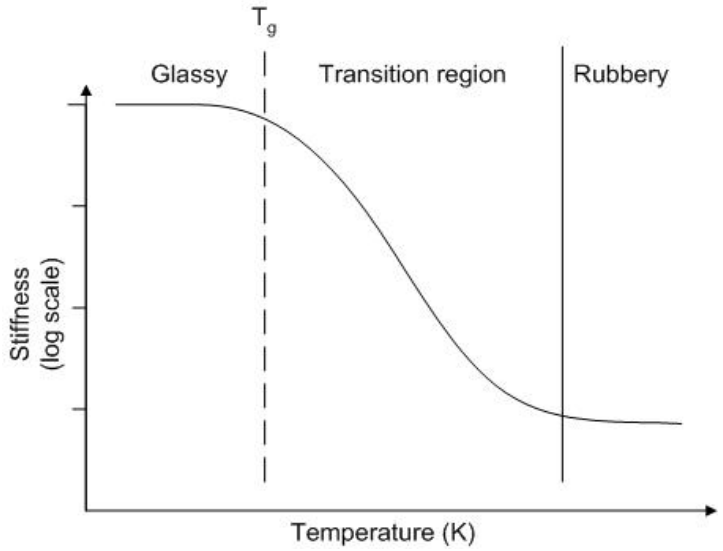


Figure 7 Rappresentazione qualitativa della transizione vetrosa al variare della temperatura.

- **Basse temperature**: come altri materiali, molti polimeri perdono tenacità al diminuire della temperatura; per temperature dell'ordine di -100°C si possono manifestare anche importanti cambiamenti delle proprietà fisiche del materiale come la conducibilità elettrica e le proprietà ottiche [39]. L'infragilimento provoca una minore durata in presenza di carichi ciclici, perdita di elasticità, perdita di aderenza e capacità di tenuta di guarnizioni, con conseguenze che possono rivelarsi catastrofiche come nel caso del

disastro del Challenger del 1986 [41]. Materiali a bassa T_g come il polietilene (PE) sono meno sensibili all'infragilimento; fra gli elastomeri, le gomme a base siliconica sono meno soggette ad infragilire, mentre le resine epossidiche ed acriliche presentano una consistente perdita di tenacità a basse temperature [31]. I poliuretani e i siliconi sono a loro volta indicati per l'impiego a basse temperature dal momento che mantengono una buona tenacità ed elasticità senza andare incontro ad infragilimento [31].

In generale si è osservato in [31] che i polimeri che hanno la migliore stabilità termica presentano dei legami forti all'interno delle molecole, come i legami $C-O$ oppure $Si-O$, gruppi aromatici o eterociclici, pertanto gomme siliconiche o poliuretaniche hanno prestazioni termiche migliori delle resine acriliche ed epossidiche. Figure 8 mostra come polimeri come i siliconi e i perfluoroelastomeri (FFKM), che presentano molecole con molti legami forti $C-F$, siano effettivamente molto stabili in un ampio intervallo di temperature[1].

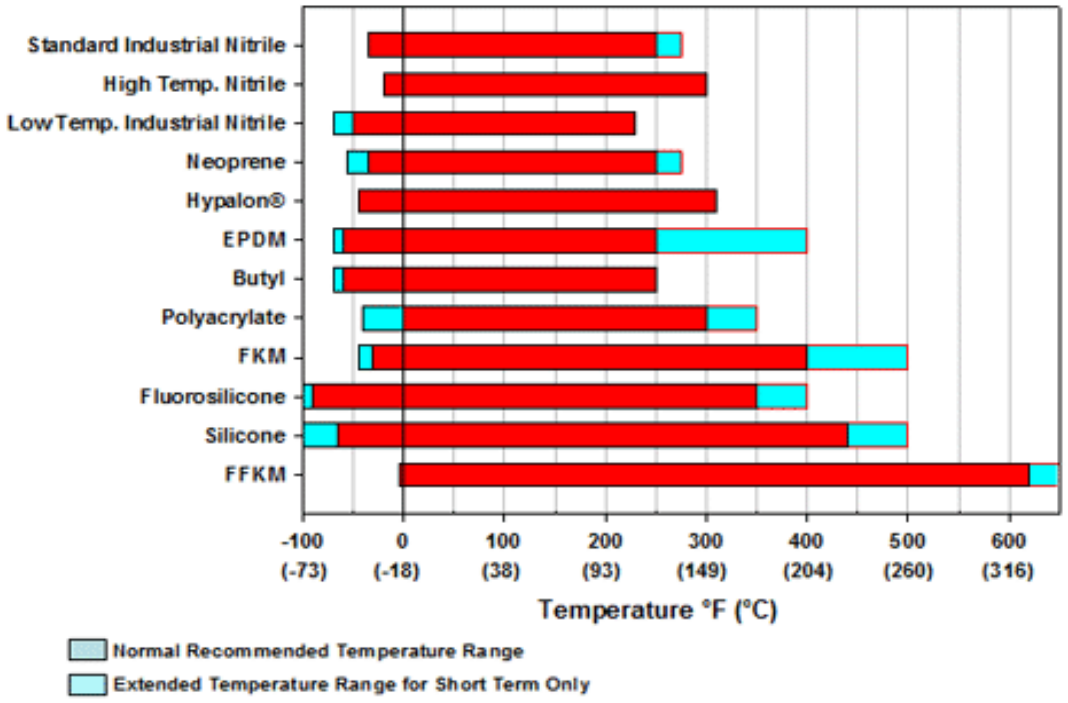


Figure 8 Range di temperatura di applicazione di alcune gomme industriali

[1] Grafico tratto da **J.J. Short Associates, Inc, sito web** https://www.jjshort.com/index.php (URL consultato il 25/06/2021)

Per contenere l'effetto delle variazioni termiche o limitare la temperatura massima e minima raggiunte dal componente in esercizio occorre controllare la temperatura del materiale; questo può essere fatto in maniera attiva attraverso opportuni riscaldatori e circuiti di scambio termico [35], oppure in maniera passiva diminuendo il coefficiente di scambio termico totale del componente. Nello specifico, le strategie per limitare i meccanismi di scambio termico sono [35]:

- *Convezione*: all'esterno è trascurabile, mentre all'interno del componente occorre limitare il moto dei gas, ad esempio mantenendo il volume chiuso rispetto allo scambio di massa;

- *Conduzione*: l'interfaccia tra diversi componenti costituisce una via preferenziale per lo scambio termico da e verso l'esterno del velivolo; l'interposizione di spessori in materiale a bassa conducibilità termica (come Dacron o Nylon) permette di minimizzare l'effetto della conduzione;

- *Irraggiamento*: dal momento che nello spazio c'è ultra-alto vuoto, questo è il meccanismo di scambio termico preponderante in un velivolo spaziale [42]. Per contenere lo scambio termico le superfici interessate vengono opportunamente trattate in maniera da migliorarne la capacità di riflettere la radiazione sia verso l'interno (per evitare perdite di calore) sia verso l'esterno (per impedire l'ingresso di energia termica radiativa). Questo viene fatto tramite deposizione di appositi film a base metallica o ceramica come Al_2O_3 che consentono di aumentare la riflettività della superficie.

A tale scopo vengono solitamente adottati degli schermi protettivi che si presentano solitamente sotto forma di:

1) **Rivestimento esterno** (Multi Layer Insulation, MLI): il componente del velivolo viene protetto da un rivestimento composito formato da più strati di materiali resistenti al calore, che presentano una bassa conducibilità termica e resi altamente riflettenti. Per questa soluzione vengono generalmente impiegati Kapton, Mylar e Teflon separati tra loro, eventualmente ricoperti in alluminio o argento tramite deposizione per migliorarne la riflessività [34], Figure 9. La separazione tra gli strati viene realizzata attraverso materiale a bassa conducibilità.

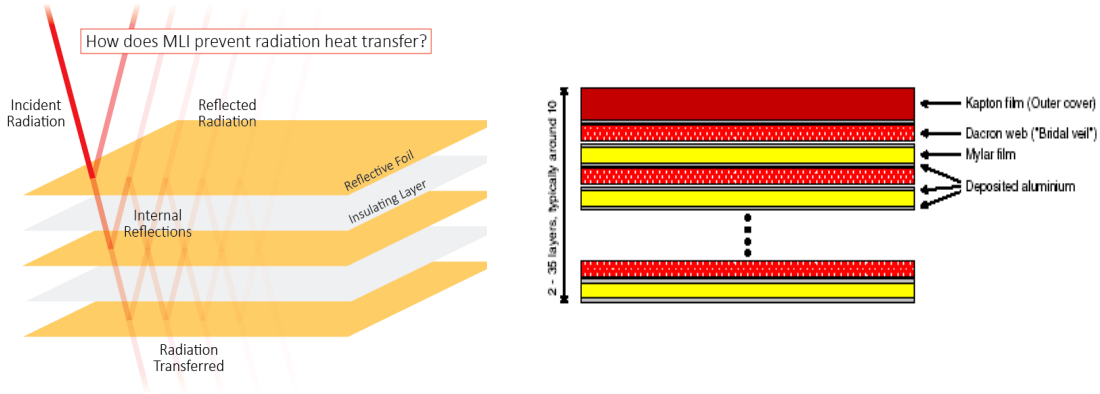


Figure 9 Sinistra: schema di funzionamento di un MLI; destra: esempio di MLI [34]

2) **Film protettivo**: il materiale viene rivestito da un film di materiale idoneo, che rimane quindi sempre a contatto col substrato da proteggere. Solitamente questi film protettivi sono composti da pigmenti dispersi in matrici organiche o inorganiche di colore bianco (per riflettere il calore) o nero (per assorbirlo), a seconda della necessità. Sono comunemente impiegati per questo uretani (matrici nere) e siliconi (matrici bianche) con cariche a base silicio. L'isolamento viene anche praticato attraverso PVD (Physical Vapor Deposition) di metallo come alluminio, silice e germanio [43].

Il controllo termico attivo, invece, può essere realizzato, come già accennato, attraverso opportuni riscaldatori e circuiti di scambio termico, oppure impiegando dei sistemi di orientamento del velivolo che permettano di variare l'esposizione delle varie parti di esso a seconda della necessità [35]. Solitamente per il raffreddamento non esistono sistemi di controllo attivi, i quali sarebbero troppo complessi e ingombranti, mentre si privilegiano le soluzioni passive quali rivestire di vernice nera i componenti che producono più potenza termica in modo da favorire l'irraggiamento verso l'esterno.

1.3.1 Esempi

ATV-ICC cargo carrier: presenta un MLI di 18 strati di Mylar bi-alluminizzato, separati da rete in Dacron, con un rivestimento esterno in Betacloth (fibra di vetro in matrice Teflon) [44].

Sonda Cassini [45] : presenta un MLI di vari materiali, tra cui Kapton alluminizzato, Mylar, Dacron e altri (Figure 10). La schermatura è a due zone: nella zona "calda" (vicina ai motori di correzione di traiettoria, riscaldata nel *worst-case* fino a 300°C) il MLI è composto da 20 strati di Kapton goffrato e Kapton nero all'esterno, mentre nella zona "standard" di 5 strati di Kapton goffrato e 15 di Mylar/Dacron. Cassini è anche equipaggiata con sistemi di controllo attivo del calore.

Figure 10 MLI di Cassini visto dall'esterno

1.4 Degradazione da ossigeno atomico (AO)

La mancata schermatura della radiazione ultravioletta da parte dell'atmosfera permette alle radiazioni solari di interagire più frequentemente con le specie gassose; in particolar modo, l'energia della radiazione incidente UV è sufficiente a provocare la dissociazione dell'ossigeno molecolare O_2 in ossigeno atomico. Questa specie gassosa ha un elevato potere ossidante, e a contatto coi metalli tende a formare ossidi che possono diventare uno strato passivante (ad esempio SiO_2), mentre nei polimeri si è dimostrato che l'effetto è più deleterio [36]; in particolare, l'aggressione da AO si rivela essere una delle cause di degrado più importanti in orbita LEO [39].

Come mostrato in Figure 11, la specie gassosa più presente in orbita LEO è l'ossigeno atomico [46], cosa che lo rende una concreta fonte di rischio per quanto riguarda l'integrità strutturale dei materiali. Infatti, a causa delle elevate velocità orbitali, che arrivano fino a 7 km/s [39], il flusso di AO incidente sul velivolo spaziale è pari a mediamente $10^{15}\,\frac{atomi}{cm^2 \cdot s}$ [38], sufficiente a provocare un importante degrado su molti polimeri commerciali; questo si manifesta sia come alterazione

delle proprietà fisiche e meccaniche della superficie interessata, sia come perdita di peso del materiale stesso [39].

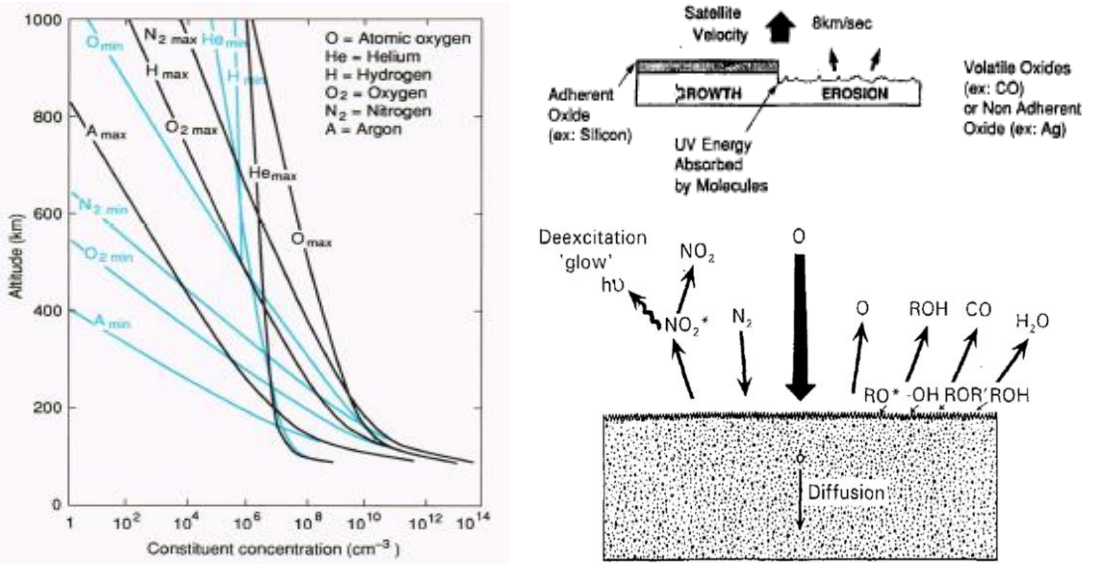


Figure 11 Sinistra: concentrazione atmosferica di alcune specie gassose al variare dell'altitudine. Si osserva come l'AO è la specie più diffusa [46]. Destra: rappresentazione schematica dell'effetto dell'AO sulla superficie dei polimeri [31], [39].

In generale l'attacco da parte di AO comporta l'ossidazione delle molecole di polimero a contatto con il gas, il che comporta la formazione di ossidi solidi oppure volatili; alcuni prodotti di reazione possono essere, come si può vedere in Figure 11, monossido di carbonio CO, vapor acqueo, anidride nitrica; a seconda del materiale gli altri prodotti di reazione (genericamente indicati come RO, ROH) possono essere volatili oppure no.

Nello specifico, il meccanismo di degrado è molto complesso, e tuttora non sono ancora stati sviluppati modelli teorici sufficientemente accurati che lo descrivano [39], [42], pertanto sono ancora in corso importanti campagne sperimentali per determinare dei modelli fenomenologici per la predizione del fenomeno. In generale si è comunque osservato che l'AO attacca principalmente i legami più deboli delle macromolecole polimeriche, come ad esempio i legami $C - H$, provocando l'asportazione di atomi di C ed H attraverso diverse reazioni [39]; monomeri che presentino invece legami forti, come i legami doppi, tripli, o legami $C - F$ o gruppi carbonili $C = O$ sono in genere essere meno vulnerabili all'attacco da parte dell'ossigeno. I fluoropolimeri come il Teflon, difatti, sono molto resistenti

alla degradazione da AO a temperatura ambiente [38]. La maggiore o minore esposizione al flusso di AO cambia a sua volta il tasso di danneggiamento del materiale [47]. In Figure 12, sinistra, si può osservare la caratteristica superficie di un polimero soggetto ad attacco da AO, riconoscibile dalle particolari creste e valli, mentre in Figure 12, destra, la differenza tra l'aspetto di una superficie esposta e una non esposta ad AO.

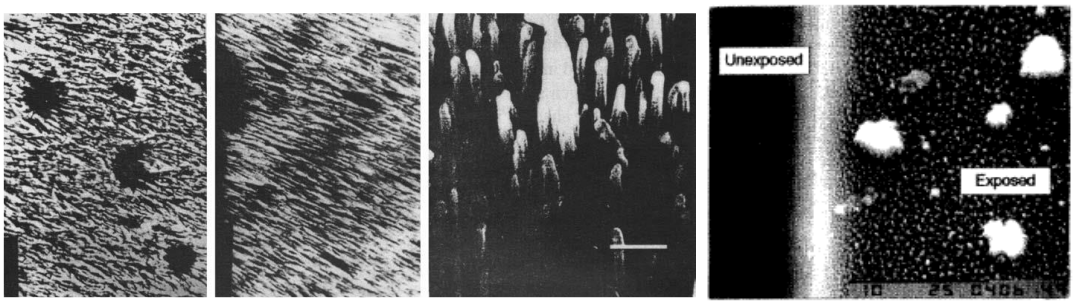


Figure 12 Sinistra: aspetto della superficie di un provino in Kapton-H esposto ad aggressione di AO [35]. Destra: differenza tra superficie esposta e non esposta di un provino in Kapton esposto per 42 h sullo Space Shuttle (x3500) [39].

Per caratterizzare la resistenza di un polimero all'aggressione da AO si usa solitamente il parametro R_e chiamato *velocità di reazione* [39]:

$$R_e = \frac{M}{A \cdot F \cdot \rho} \left(\frac{cm^3}{atomi} \right)$$

dove $M =$ massa persa, $A =$ superficie esposta, $F =$ flusso di AO $(atomi/cm^2)$, $\rho =$densità del materiale; R rappresenta il volume di materiale mediamente perso per degradazione da AO per ogni atomo di ossigeno incidente sulla superficie esposta. I test per determinare R sono condotti attraverso esame SEM dei provini

Tabella 2 Valori di R per alcuni polimeri comuni [39].

Material	Formula	y	R_e (cm^3/atom) $\times 10^{-24}$
Graphite	C	1.0	1.2
PEEK	$C_{19}H_{12}O_3$	2.1	2.2
Kapton®	$C_{22}H_{10}O_5N_2$	2.3	3.0
Polyethylene	CH_2 - CH_2	3.0	3.2
PET (Mylar®)	$C_{10}H_8O_4$	3.7	3.9
Nylon 6,6	$C_{12}H_{22}O_2N_2$	3.8	4.4
PMMA	$C_5H_8O_2$	5.0	4.8
PVA	$C_4H_6O_2$	6.0	5.2
PEO	C_2H_4O	7.0	5.7
CR-39	$C_{12}H_{20}O_7$	7.8	6.5
Delrin®	CH_2O	∞	9.5

per misurarne l'assottigliamento [39]. In Tabella 2 sono riportati i valori di R_e per alcuni polimeri: un R_e elevato implica una maggiore asportazione di materiale causata dalla reazione con AO, quindi maggior vulnerabilità.

La caratterizzazione del comportamento ad AO di un materiale viene svolta in molti modi diversi a seconda dell'applicazione d'interesse [39]: alcuni test si fanno a temperatura ambiente, altri in presenza di altri gas, altri ancora a temperatura variabile. Interessanti sono i test condotti in presenza di radiazione UV e a temperatura variabile: difatti si è osservato che l'interazione tra temperatura, flusso di AO e raggi ultravioletti si influenzano a vicenda in maniera complessa; non è quindi possibile applicare una "sovrapposizione degli effetti" [38].

Riassumendo, l'attacco da AO provoca sia la modificazione del materiale della superficie a seguito di reazioni chimiche, sia l'asportazione di materiale dovuta alla volatilità dei prodotti di reazione: il materiale viene quindi modificato e asportato. Questo comporta la perdita di funzionalità della superficie, la quale può perdere ad esempio le sue proprietà ottiche. Un problema secondario dovuto all'aggressione di AO consiste nella deposizione su altre superfici degli ossidi formatisi in questo processo: essi possono danneggiare altre parti del velivolo in maniera imprevedibile.

1.4.1 AO e polimeri: vulnerabilità e soluzioni

Come già menzionato, i fluoropolimeri come il Teflon o il FEP presentano un tasso di degradazione molto contenuto in presenza di AO. Qualora essi siano sottoposti a radiazione UV, temperatura media (circa 80°C) e flusso di AO, allora si innesca un fenomeno di degrado accelerato non prevedibile a partire dagli effetti singoli di UV e AO [36], [39]; eloquente l'osservazione di una superficie di Betacloth (fibra in vetro impregnata in Teflon) prima e dopo l'esposizione in orbita LEO sulla stazione orbitale MIR per quasi 36 mesi [36], Figure 13: si possono vedere chiaramente le fibre di vetro esposte a causa dell'erosione dello strato protettivo in Teflon.

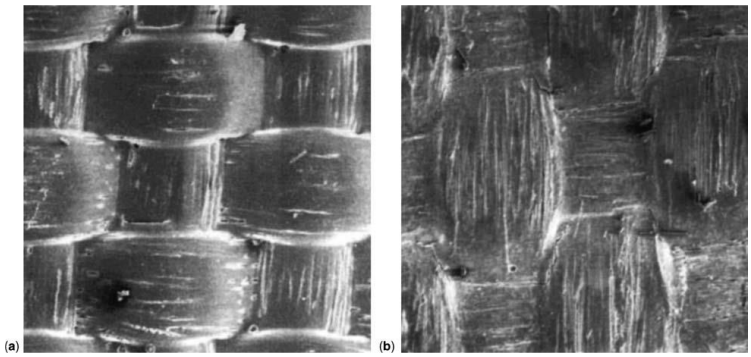


Figure 13 Aspetto di una superficie di Betacloth prima (a) e dopo (b) l'esposizione all'atmosfera orbitale durata circa due anni e mezzo sulla stazione orbitale MIR [36].

Nuovi polimeri a base *poly*(*arylene ether phosphine oxide*) hanno mostrato invece un'ottima resistenza all'azione combinata di UV, temperatura e FAO (Fast AO) [39]; le gomme a base siliconica presentano invece un ridotto tasso di degradazione a causa della formazione dello strato passivante SiO_2 sulla superficie che, essendo compatto, impedisce un'ulteriore penetrazione dell'ossigeno atomico all'interno e il distacco di ossido dal componente; R_e è di due ordini di grandezza inferiore a quello del Kapton [38].

Risulta evidente che pochi polimeri garantiscono una lunga vita d'esercizio in presenza di AO e altri effetti combinati, mentre le funzionalità richiesta da una superficie sono molteplici (ad es. per un MLI); si pone pertanto il problema di come impiegare in maniera sicura un polimero sensibile all'aggressione da AO in orbita LEO. Negli anni si sono sviluppate delle soluzioni che consentono di proteggere la superficie di polimero sensibile:

1) **Coating** o verniciatura della superficie con polimeri organici, inorganici o a base di ossidi metallici ($TiO_2,\ Al_2O_3$, ossidi di ittrio etc), fra cui spiccano per efficacia gli ossidi di silicio che formano un robusto strato passivante a seguito dell'ossidazione. La scelta del coating deve essere fatta prestando attenzione all'aderenza reciproca tra polimeri e ai coefficienti di dilatazione termica, che non devono essere molto dissimili pena il rischio di decoesione a seguito di variazioni di temperatura [38], [39], [46]. I rivestimenti a base di argento, solitamente utili contro le radiazioni, sono da evitare in ambiente LEO perché si ossida molto facilmente perdendo le sue capacità ottiche.

2) **Modificazione della superficie** o sylation, processo che consiste nella deposizione di molecole di SiO_x nella superficie del materiale da proteggere in maniera da introdurre nelle catene dei legami $Si-O,\ Si-C$, che hanno

un'elevata energia di legame e sono pertanto meno sensibili ad AO: non è un coating o rivestimento, piuttosto un layer diffuso all'interno del materiale [39]. Si può apprezzare in Tabella 3 l'effetto di questo trattamento.

Tabella 3 Effetto della modificazione della superficie (Sylation) su alcuni polimeri per applicazioni spaziali [39]

Material	Erosion yield (g/atom)
Kapton® 500HN	
Pristine	4.3×10^{-24}
After modification	$< 5.5 \times 10^{-26}$
Aluminized Kapton®	
Pristine	4.3×10^{-24}
After modification	$< 5.5 \times 10^{-26}$
PEEK	
Pristine	2.8×10^{-24}
After modification	$< 7.9 \times 10^{-26}$
Polyethylene	
Pristine	3.6×10^{-24}
After modification	$< 5.9 \times 10^{-26}$

3) **Inserimento di ioni**: questo processo provoca un arricchimento di ioni metallici (es. Al, B, Y, Si) sulla superficie del polimero (Figure 14), i quali reagiscono con l'ossigeno generando quindi uno strato passivante [39].

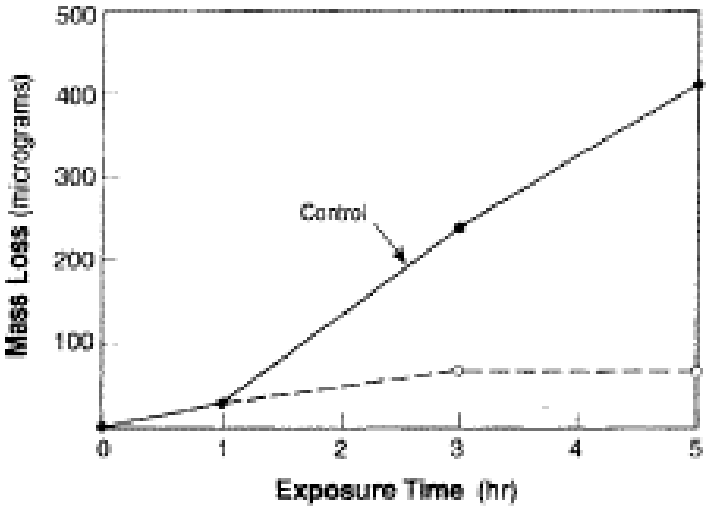


Figure 14 Effetto dell'inserimento di ioni Si e B in un substrato di Kapton (linea continua: prima del trattamento, linea tratteggiata: dopo il trattamento) [39]

1.4.2 Osservazioni

In generale l'utilizzo di materiali di rivestimento si rivela essere la soluzione più efficace per contrastare l'azione dell'ossigeno atomico. Occorre però prestare attenzione al fatto che l'eventuale rivestimento protettivo può essere danneggiato a seguito dell'impatto con un detrito: il danno meccanico progredirà a partire dal punto d'impatto per effetto dell'aggressione da AO. In fase di progettazione è necessario quindi tener conto di un eventuale rinforzo meccanico da applicare al rivestimento.

Gli effetti del degrado, come già menzionato, possono essere combinati: uno stesso rivestimento si comporta in maniera diversa a seconda del tipo di ambiente esterno. Ad esempio, uno stesso campione di Teflon rivestito con SiO_x presenta problemi di aderenza, decoesione e spalling del coating se sottoposto ad AO e radiazione UV combinata, problemi non riscontrati se esposto al solo AO; invece, il Teflon alluminizzato non presenta questi problemi, pertanto tra le due questa è una soluzione da preferire [48].

In [49] si ritrovano degli esempi di coating adatti per il Kapton: sono efficaci coating a base PTFE/SiO_2 e silicon-fluoropolimeri. Il Kapton-F (Kapton H rivestito da FEP Teflon) mostra un buon comportamento rispetto ad AO. In [50] si evidenziano invece le problematiche della soluzione Kapton bialluminizzato.

1.5 Evaporazione in alto vuoto - Outgassing

La sublimazione (Outgassing) è un fenomeno per il quale un materiale esposto ad un ambiente in cui la pressione sia inferiore alla sua pressione di vapore passa dallo stato solido allo stato gassoso spontaneamente. La condizione di equilibrio per un materiale implica che il suo tasso di evaporazione sia uguale al tasso di condensazione; a seconda del cammino libero medio, la concentrazione di fase gassosa aumenta o diminuisce, e di conseguenza la pressione. Se si immette un materiale in un recipiente dove è stato praticato il vuoto, ivi si instaurerà una certa pressione dovuta alla presenza di fase gassosa dello stesso materiale: tale pressione

è chiamata pressione di vapore; essa aumenta con la temperatura. Se il materiale viene immesso in un'atmosfera con pressione inferiore alla sua pressione di vapore, esso comincerà ad evaporare fino a che non venga raggiunta di nuovo la pressione di vapore [46], [51]. I polimeri, avendo generalmente un'elevata pressione di vapore, sono più sensibili a questo fenomeno rispetto ai metalli. Col termine inglese *Outgassing* ci si riferisce anche alla fuoriuscita di molecole di H_2O intrappolate durante la lavorazione dal corpo di un polimero in ambienti a bassa pressione.

La pressione atmosferica in orbita LEO e GEO è molto al di sotto della pressione di vapore di molti polimeri: come si può vedere in Figure 15 le pressioni sono dell'ordine di $10^{-8}\ Torr \sim 10^{-6}\ Pa = 10^{-8}\ mbar$, valori molto prossimi se non inferiori alla pressione di vapore di molti polimeri. Dal momento che lo spazio è aperto, le molecole evaporate del polimero vengono perdute, impedendo quindi il raggiungimento della pressione di vapore e l'instaurarsi di una condizione di equilibrio: l'outgassing in orbita è un fenomeno continuo, non arrestabile nel tempo.

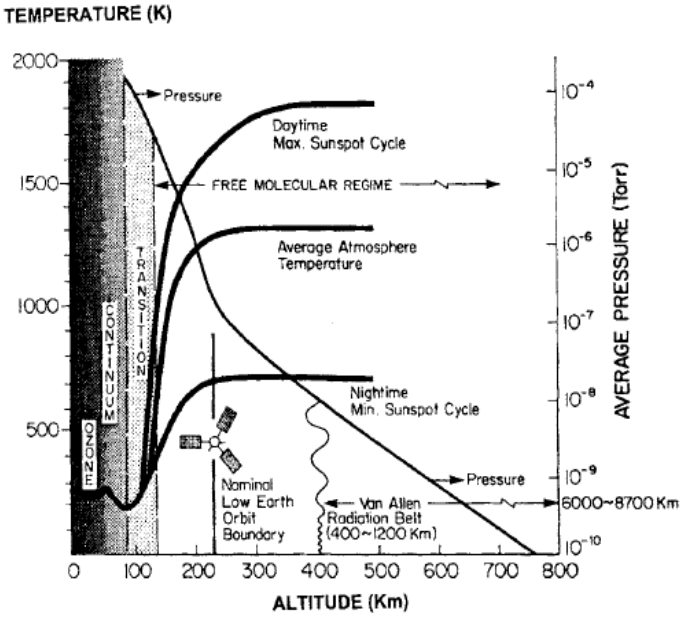


Figure 15 Andamento di alcune grandezze di interesse al variare dell'altitudine s.l.m [39].

L'outgassing è deleterio per due motivi:

1) Causa evaporazione di materiale che viene perduto, quindi perdita di materiale utile e cambiamento delle proprietà fisiche e meccaniche della superficie esposta al vuoto;

2) I prodotti di evaporazione possono condensare di nuovo su superfici fredde o chimicamente affini lontane dalla superficie di evaporazione: molecole di polimero possono depositarsi quindi su superfici sensibili compromettendone la funzionalità (come superfici ottiche, pannelli solari, lenti di telescopi ecc), talvolta innescando anche fenomeni corrosivi (se le specie gassose sono chimicamente reattive).

Le prove per caratterizzare l'outgassing dei materiali sono standardizzate e si riferiscono allo standard ASTM E-595. La prova prevede che il materiale venga mantenuto in un contenitore dove è praticato alto vuoto (almeno $10^{-5}\ mbar$) a $125°C$ per solitamente $24\ h$; in questo contenitore è presente anche un collettore, mantenuto alla temperatura costante di $25°C$, col quale viene raccolto il materiale evaporato facendolo condensare sulla sua superficie [52]. Durante la prova si formano le differenti specie gassose qui elencate (per la nomenclatura si fa riferimento alla Figure 16: in verde i composti acquosi, in rosso i composti polimerici):

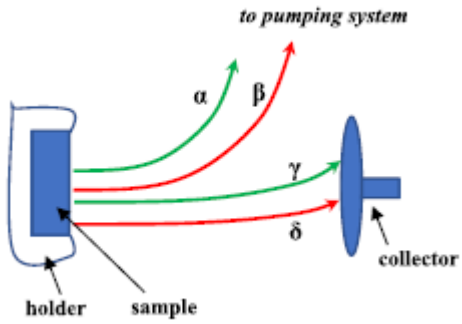


Figure 16 Schema delle principali specie gassose presenti in una prova di outgassing [52].

- *Vapore acqueo*: durante il processo di produzione può avvenire che dell'umidità venga intrappolata nella microstruttura del polimero; nel vuoto questa umidità fuoriesce dal polimero sotto forma di vapore. Si distingue in vapore espulso α e condensato γ.

- *Altre specie*: derivano direttamente dalla sublimazione delle macromolecole polimeriche, e non sono legate all'umidità intrappolata. Sono composte da monomeri vari, frammenti di catena polimerica, cataliti ed altre specie. Si distinguono in espulse β e condensate δ.

È importante distinguere il contributo dell'umidità e quello del polimero per avere una migliore caratterizzazione della perdita di materiale operativo. Attraverso una stima di queste quattro quantità si possono definire alcuni indici utili:

1) **Total Mass Loss** (TML %): $TML = \alpha + \beta + \gamma + \delta$, quantifica la perdita di massa in percentuale di un campione di prova dovuta all'evaporazione. Per poter essere impiegato in maniera duratura nello spazio si ritiene che un valore accettabile sia $TML < 1.0$ % [39], [52];

2) **Collected Volatile Condensable Material** ($CVCM$ %): $CVCM = \gamma + \delta$, quantifica la parte evaporata di materiale in prova che è condensata nel collettore, incluso il contributo di umidità. Valori accettabili sono $CVCM < 0.1$ %;

3) **Recovered Mass Loss** (RML %): $RML = \beta + \delta$, quantifica la parte evaporata di materiale escludendo il contributo dell'umidità. È raccomandato un valore $RML < 0.1$ %.

In Tabella 4 [53] sono riportati i valori di TML e $CVCM$ di alcuni polimeri commerciali utilizzati per applicazioni aerospaziali; si può osservare come i fluoropolimeri, le resine epossidiche e i siliconi siano molto poco volatili, quindi adatti per utilizzo all'esterno dei velivoli spaziali, mentre al contrario i poliuretani (fatta eccezione per il solitano 113/300) sono molto sensibili all'evaporazione.

Tabella 4 Alcuni valori di TML e CVCM per polimeri di uso comune per applicazioni aerospaziali [53].

Material	Application	Manufacturer	TML (%)	CVCM (%)
PTFE. Teflon	Wire sleeving	Du Pont	0.00	0
PTFE-glass-MoS_2 composite	Bearings	Rogers	0.01	0
Perfluoroether. Fomblin	Oil and grease	Montedison	0.01	0
FEP. Teflon. film	Thermal insulation	Du Pont	0.02	0
Fiberglass woven cloth. Betacloth	Thermal insulation	Stevens	0.03	0
Viton A fluorocarbon rubber	Seals	Du Pont	0.22	0.02
Silicone elastomer. 93500	Potting, Seals	Dow Corning	0.30	0.03
PETP. Mylar. film	Thermal insulation		0.30 0.65	0.03 0.04
Epoxy-glass laminate	Circuit board		0.37	0.02
Epoxy. Araldite F. hot-cured	Potting	CIBA	0.40	0
Diallyl phthalate	Connector bodies		0.44	0
Polyurethane. Solithane 113/300	Conformal coating	Thiokol	0.40	0.03
			0.50	0.03
Polyimide. Vespel	Solid lubricant	Du Pont	0.58	0.01
Polyacetal. Delrin	Insulating parts	Du Pont	0.58	0.06
PETP. Dacron, tape 21 D 96	Wire lacing	Gude	0.73	0.15
Epoxy. Araldite AV 100/HV 100	Adhesive	CIBA	0.78	0.10
			1.10	0.07
Polyolefin, heat shrunk	Sleeving	Raychem	0.80	0.08
Polyimide. Kapton H. film	Thermal insulation	Du Pont	1.30	0.02
Polyurethane Z 306	Paint	Hughson	1.17 1.50	0.07 0.03
Polyurethane H 32	Conducting Paint	Hughson	1.39 1.60	0.08 0.04
Resin loctite AA/primer N	Thread locking		1.64	0

1.5.1 Soluzioni

L'impiego di materiali resistenti all'outgassing è la soluzione principe; qualora l'applicazione richieda l'impiego di polimeri sensibili è possibile adottare alcune soluzioni particolari. Va osservato come la pericolosità dell'outgassing sia relativa all'esposizione al vuoto del materiale [39]: se esso si trova all'interno di un incapsulamento esso non evaporerà, poiché il gas ivi presente (solitamente CO_2) sarà a una pressione sufficientemente elevata tale da poter escludere un pericolo, per cui potrà essere adoperato senza rischi [52]. Le soluzioni sono:

1) **Coating** del materiale per interporre tra esso e il vuoto uno strato di materiale di contenimento, in maniera da impedire l'esposizione del materiale stesso. Un coating largamente impiegato è a base di siliconi, i quali a contatto con AO formano SiO_2, un ossido compatto sulla superficie che impedisce la sublimazione del polimero sottostante [38], [46], [49];

2) **Thermal curing**: solitamente effettuato a temperature medio-alte ($\sim 100°C$) prima della messa in orbita, sembra ridurre la volatilità del materiale [52], Tabella 5.

In Tabella 5 sono riportati i risultati di alcuni test di outgassing condotti su alcuni compositi fibrorinforazati a matrice epossidica di uso strutturale (carbonio - CF, grafite - GF, Kevlar - KF). Si osservi come il Kevlar, che è una fibra aramidica dalle eccellenti proprietà meccaniche, sia molto volatile nel vuoto e necessita quindi di una opportuna schermatura.

Tabella 5 Risultati di prove di outgassing per compositi a matrice epossidica rinforzati con carbonio (CF), grafite (GF) e Kevlar (KF) [52].

	TML [%] ($M_{S0} - M_{S1}$)/M_{S0}	CVCM [%] ($M_{C1} - M_{C0}$)/M_{S0}	RML [%] ($M_{S0} - M_{S2}$)/M_{S0}
CF – PCM	1.07 ± 0.11	0.07 ± 0.01	0.66 ± 0.09
GF – PCM	2.46 ± 0.18	0.21 ± 0.05	1.76 ± 0.16
KF – PCM	6.58 ± 0.32	0.71 ± 0.11	4.93 ± 0.27
GF[a] – PCM	1.35 ± 0.15	0.13 ± 0.05	0.76 ± 0.09
KF[a] – PCM	4.09 ± 0.23	0.52 ± 0.17	2.38 ± 0.30

[a] After fiber thermal pre-conditioning.

1.6 Radiazioni ionizzanti e raggi UV

Col diradarsi dell'atmosfera, in orbita LEO e GEO viene meno anche l'effetto schermante dei gas sulle radiazioni energetiche ad onda corta: come riportato in precedenza, le specie gassose presenti in atmosfera assorbono l'energia della radiazione UV riemettendola nell'infrarosso; in orbita questo meccanismo viene a mancare, rendendo i velivoli più esposti alla radiazione ad onda corta. Le principali sorgenti di radiazione che interessano l'ambiente orbitale sono [31]:

1) *Raggi cosmici galattici*: provengono da sorgenti esterne al sistema solare, come ad esempio le supernovae, composte principalmente da protoni e particelle α (due neutroni e due protoni, altamente ionizzanti);

2) *Radiazione terrestre*: particelle cariche accelerate dal campo magnetico della Terra, principalmente elettroni e protoni, costituenti le cosiddette fasce di Van Allen;

3) *Raggi cosmici solari*: sono prevalentemente protoni emessi durante le tempeste solari; sono mediamente energetici (dell'ordine delle centinaia di MeV) e densamente presenti;

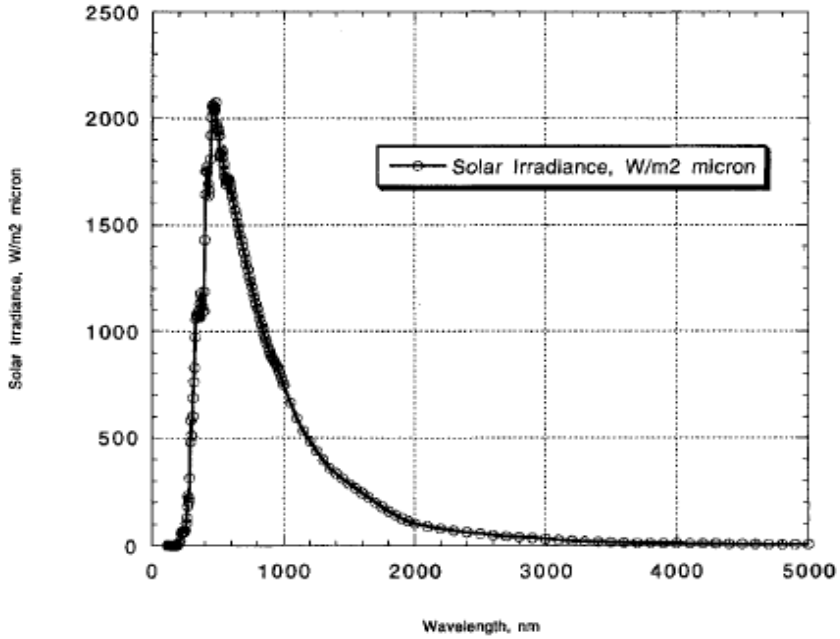


Figure 17 Spettro della radiazione solare media in orbita LEO [39].

4) *Radiazione solare*: onde elettromagnetiche distribuite su tutto lo spettro con consistente presenza di UV, i quali hanno energia sufficiente a rompere i legami chimici tra le comuni molecole polimeriche (Figure 17).

La previsione della quantità di radiazione a cui un velivolo può essere sottoposto è spesso molto difficoltosa [42]: essa dipende da molti fattori, come l'orientazione, il periodo dell'anno, la posizione rispetto alla Terra e molti altri, per questo si fa ricorso a modelli numerici per la stima della dose ricevuta. La quantità più importante per definire l'intensità del flusso radiativo in un certo punto è il *flusso elettromagnetico* espresso solitamente in $elettroni/cm^2/s$, che moltiplicato per la durata della missione consente una stima dell'energia totale incidente.

Il danneggiamento del materiale a causa della radiazione è dovuto al passaggio di una particella carica all'interno del materiale stesso: durante il suo percorso essa deposita nel materiale una *dose*, ovvero una certa energia per unità di massa, che dipende sia dalla profondità di penetrazione che dal substrato. Per ogni materiale si può ricavare la cosiddetta *curva di Bragg* che lega la dose rilasciata in funzione della profondità di penetrazione; un esempio si può osservare in Figure 18 dove è

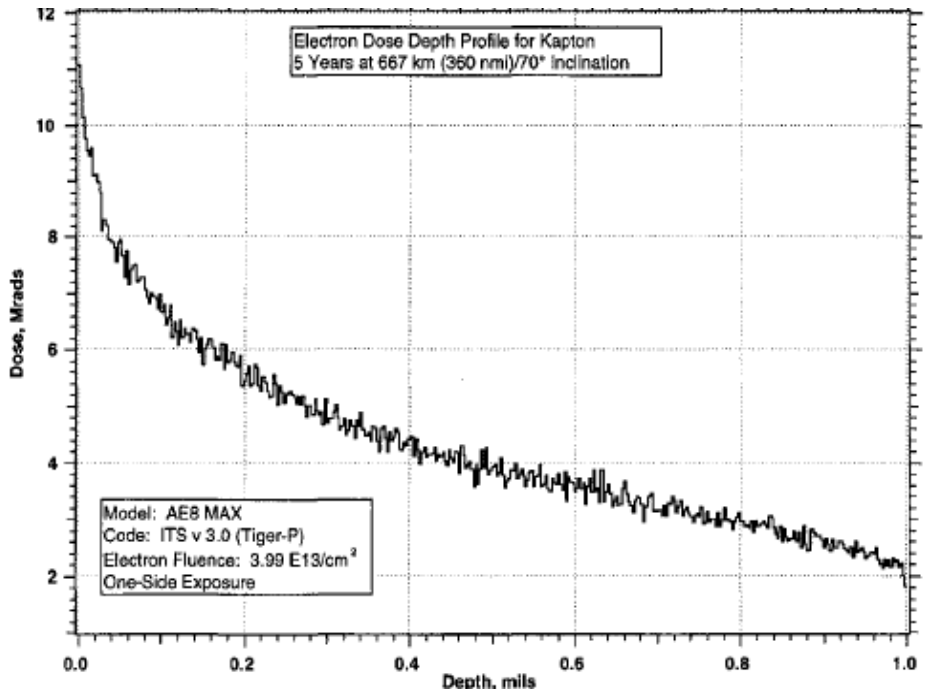


Figure 18 Curva di Bragg per Kapton in LEO [39].

rappresentata la curva di Bragg per Kapton in ambiente LEO: si osserva che la dose

diminuisce all'aumentare della profondità (a causa della perdita di energia della particella carica) e che nella parte più vicina alla superficie la dose ha un andamento quasi esponenziale. A partire dal flusso magnetico incidente è possibile, attraverso alcuni modelli, ricavare la curva di Bragg di un materiale e stimarne la durabilità o il suo potere schermante [39].

A seconda della dose assorbita, un polimero può andare incontro a questi due effetti principali:

- **Perdita di massa**: l'energia della radiazione o delle particelle cariche comporta la rottura dei legami chimici e di conseguenza la formazione di composti volatili che abbandonano il materiale (perdita di massa) e che possono eventualmente condensare in altri punti del velivolo (contaminazione);

- **Cross-linking**: l'energia assorbita non è sufficiente a rompere i legami chimici, ma contribuisce ad un'ulteriore reticolazione del polimero; avviene modificazione delle proprietà fisiche del materiale, specialmente della superficie, associati a perdita delle prestazioni ottiche ed infragilimento.

- **Invecchiamento**: il cross-linking comporta una modificazione delle proprietà meccaniche del materiale; in certi casi questo comporta *invecchiamento* del polimero che, a seconda del materiale, può essere deleterio (infragilimento e perdita delle proprietà meccaniche) oppure positivo e sfruttabile (miglioramento delle proprietà meccaniche, vedi più avanti) [30].

La **durabilità** di un materiale in un certo ambiente esposto a radiazione viene stimata a partire da opportuni test, e solitamente si esprime in quantità di energia assorbita prima di incorrere in fenomeni di degrado; si misura in rad (energia assorbita pari a $100\ \frac{erg}{g}$) o $gray$ ($1\ \frac{J}{kg}$). Le prove sperimentali si svolgono in delle camere apposite dove sono presenti una sorgente di radiazioni, degli elementi schermanti e dei rilevatori; a seconda dell'applicazione è possibile controllare la dose assorbita oppure la potenza elettromagnetica emessa.

Oltre alla durabilità è interessante valutare il **potere frenante** di un materiale, ovvero la sua capacità di fungere da schermo per le radiazioni. Un materiale è ritenuto frenante se presenta il cosiddetto *picco di Bragg*, ovvero un massimo pronunciato nella curva di Bragg seguito da una repentina diminuzione della dose (Figure 19): questo massimo si trova in corrispondenza della profondità alla quale la particella carica si arresta cedendo tutta la sua energia residua agli atomi circostanti; tanto minore è il picco di Bragg e quanto più esso è spostato verso la superficie, tanto più il materiale manifesta un comportamento frenante ed è efficace come schermo contro le radiazioni.

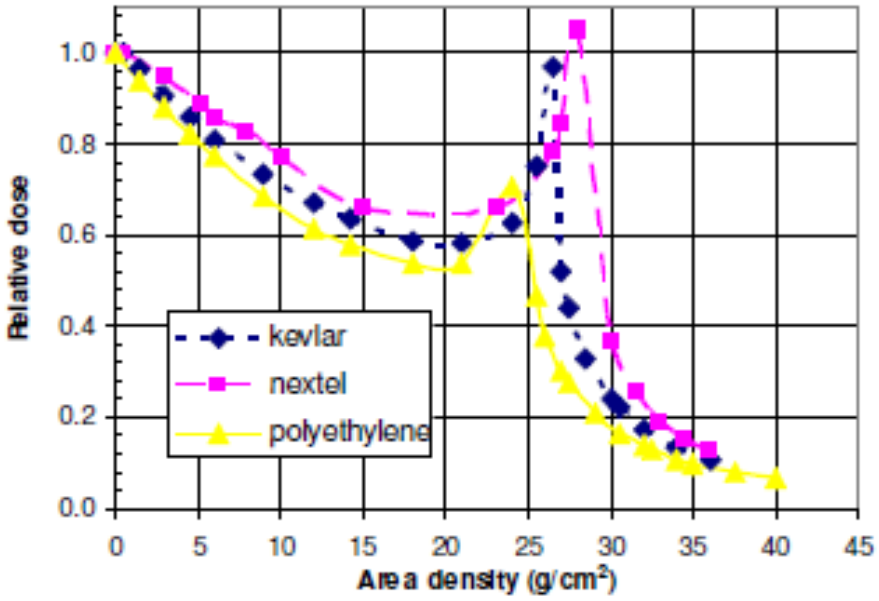


Figure 19 Curva di Bragg per alcuni materiali per uno schermo contro le radiazioni (normalizzata rispetto alla dose in superficie) [44].

1.6.1 Comportamento dei polimeri

In Figure 20, riportata in [39], è riportata una stima indicativa del grado di deterioramento stimato per alcuni polimeri impiegati nello spazio, confrontati tra di loro: polietileni, polistireni, poliesteri, siliconi, poliuretani e resine fenoliche ed epossidiche sono resistente alle radiazioni (non presentano danneggiamento grave anche per le dosi più elevate), mentre il Teflon è il meno resistente anche a dosi minime. Prestazioni intermedie da parte di SBR, policarbonati, PVC.

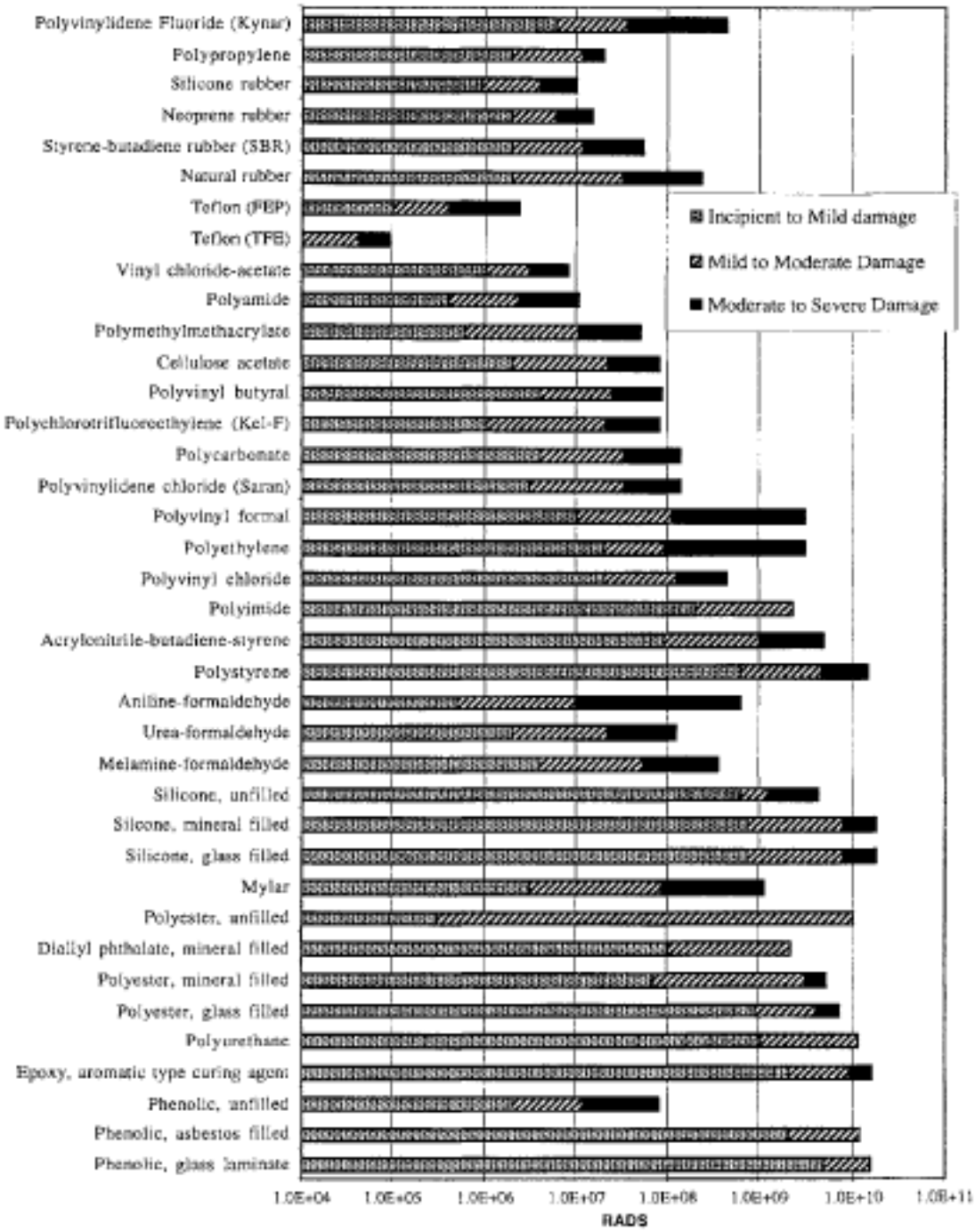


Figure 20 Resistenza relativa di alcuni materiali polimerici in una simulazione di missione in orbita LEO della durata di 5 anni [39].

Il 90 % dello spettro della radiazione in orbita LEO si trova ad energie inferiori a $296\frac{kJ}{mol}$ [39], valore minimo per rompere i legami atomici più forti come $Si - O$, $C - O$, $Si - C$, quindi le molecole contenenti molti di questi legami si rivelano essere mediamente le più resistenti alla radiazione in ambiente LEO; in orbita GEO,

invece, l'energia associata allo spettro UV è maggiore, pertanto anche questi materiali sono soggetti a degrado da radiazione.
Inoltre, l'azione simultanea di radiazioni e attacco da AO rende spesso complicato simulare a priori il comportamento del materiale per via teorica a causa dei meccanismi combinati; ciononostante si è potuto constatare che:

- Polimeri contenenti molti legami $C-H$ subiscono un rallentamento dell'erosione da AO a causa del cross-linking dovuto alle radiazioni [31];

- Nei fluoropolimeri, molto resistenti all'AO, si innesca un meccanismo di degrado combinato in presenza di radiazione UV;

- I siliconi presentano una buona resistenza all'effetto combinato di radiazioni e AO; ciononostante, la pur contenuta degradazione comporta la formazione di composti volatili dannosi per le superfici ottiche. Vengono comunque utilizzati come coating per la protezione di altri materiali qualora le prestazioni ottiche non siano stringenti [31].

Come sopra riportato, alcuni polimeri esposti alle radiazioni possono andare incontro a un fenomeno di *invecchiamento* che per alcuni materiali può essere positivo: esso provoca cross-linking fra le catene polimeriche e induce un miglioramento delle proprietà meccaniche; in questo senso è sfruttabile per le applicazioni *inflatable* per permettere al polimero (ripiegato durante il lancio) di irrigidirsi dopo essere stato gonfiato in orbita, consentendo quindi sia di stoccare facilmente un materiale soffice, sia di avere nello spazio una struttura sufficientemente rigida. Allo stesso modo è sfruttabile anche il *curing termico* e il *curing gassoso* [39]. I materiali che subiscono invecchiamento utile in orbita sono:

- Compositi termoindurenti: principalmente resine epossidiche ed elastomeri come il polistirene, rinforzati con fibre;

- Compositi termoplastici come i polimeri a memoria di forma.

I principali limiti di queste applicazioni risiedono nel controllo dei parametri durante il processo di invecchiamento (pressione, temperatura, dose di radiazioni): a tal fine si possono predisporre dei riscaldatori per il *curing termico* per mantenere il controllo costante della temperatura durante il processo. Il *curing UV*, d'altra parte, non richiede alcun apporto energetico dal velivolo, in quanto sfrutta la

radiazione solare, ma non è applicabile a tutti i materiali e componenti: uno dei motivi è ad esempio la necessità che l'eventuale rinforzo sia trasparente agli UV, quindi materiali impiegabili sarebbero soltanto fibre a base vetro o quarzo.

1.6.2 Soluzioni

Qualora il materiale scelto per l'applicazione non sia sufficientemente resistente alle radiazioni, si può comunque salvaguardarne l'integrità attraverso uno **schermo esterno** realizzato in materiale schermante, che può essere applicato sulla superficie stessa oppure come layer funzionale in un eventuale MLI.

Di recente è stato osservato che polimeri contenenti molti atomi leggeri sono efficaci come schermi contro le radiazioni: per esempio il HDPE e il Kevlar (Figure 19) sono ottimi schermi radiativi [44], tanto che si stanno approfondendo le loro prestazioni per impiegarli come schermi leggeri per la ISS [54]. Rispetto ai materiali a peso atomico più elevato (come ad es. i metalli) i polimeri leggeri non presentano effetti secondari dovuti all'assorbimento, come l'emissione di ulteriore radiazione all'interno [44]. Inoltre, il PE presenta una migliore resistenza del Teflon anche in condizioni ostili (VUV + AO + temperatura) [38].

Si deve comunque ricordare che i polimeri hanno un potere schermante molto inferiore rispetto all'acciaio e al piombo, come si vede chiaramente da Figure 21; ciononostante, tra i polimeri, quelli a più bassa densità sono i più efficaci e

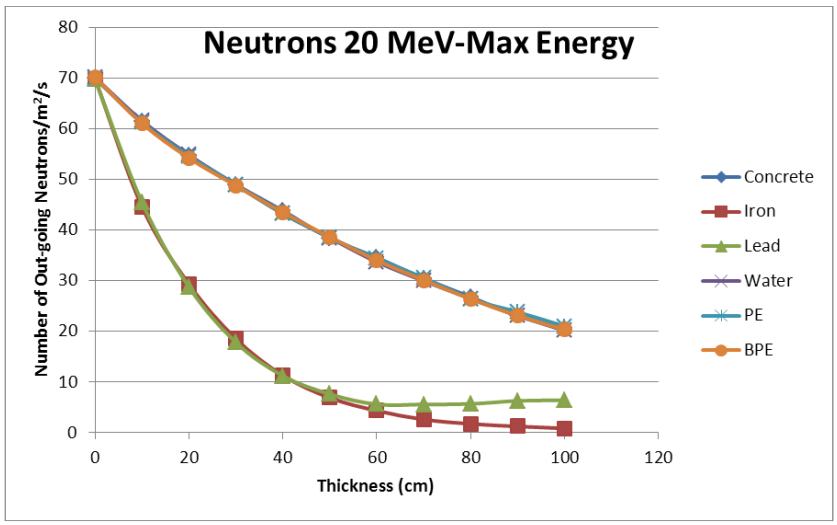


Figure 21 Flusso di neutroni fuoriusciti da una schermatura di spessore variabile [55].

presentano inoltre una relazione quasi lineare tra lo spessore e il potere frenante (al contrario dei metalli pesanti): l'aumento di spessore del materiale corrisponde ad un aumento quasi lineare del potere frenante, mentre per i metalli si raggiunge uno spessore di saturazione.

In generale, per raggi cosmici con energia inferiore ai $200\,MeV$ di solito è sufficiente una schermatura a base di HDPE e acqua, mentre per i raggi cosmici più energetici il problema è ancora aperto nonostante l'impiego di materiali metallici: difatti le elevate energie di questi raggi sono sufficienti a liberare protoni o neutroni dal metallo, il quale scherma sì la radiazione principale, ma emette a sua volta verso l'interno particelle cariche o raggi X [39], [55].

Altri tipi di schermatura più sofisticati prevedono la dispersione di opportune particelle (ad es. di piombo) all'interno di una matrice polimerica: in [56] si mostra l'efficacia di questa soluzione.

1.7 Detriti spaziali

Oltre ai satelliti artificiali, attorno alla Terra orbitano numerosi oggetti o frammenti di vari materiali: resti di missioni spaziali, satelliti dismessi, frammenti di roccia da meteoriti. Questi detriti vengono solitamente classificati in base alla loro grandezza:

- detriti di dimensione superiore a circa 10 cm [42]: possono essere tracciati da dei sistemi di sorveglianza in modo da permettere di pianificare per tempo le opportune manovre correttive;

- detriti piccoli (dell'ordine dei millimetri o pochi centimetri): non possono essere tracciati; data la loro velocità elevata (circa $3\frac{km}{s}$ in LEO e $7\frac{km}{s}$ in GEO) essi possono causare dei severi danni in caso di urto contro le strutture di un velivolo spaziale (Figure 22).

La progettazione degli schermi e dei componenti esterni deve quindi tenere in dovuto conto la possibilità di un impatto di questo tipo, che essendo molto energetico può causare financo il fallimento della missione; è tanto più importante

tenere conto di questo problema in quanto il numero di oggetti orbitanti attorno alla Terra aumenta ogni anno (Figure 23, Figure 24).

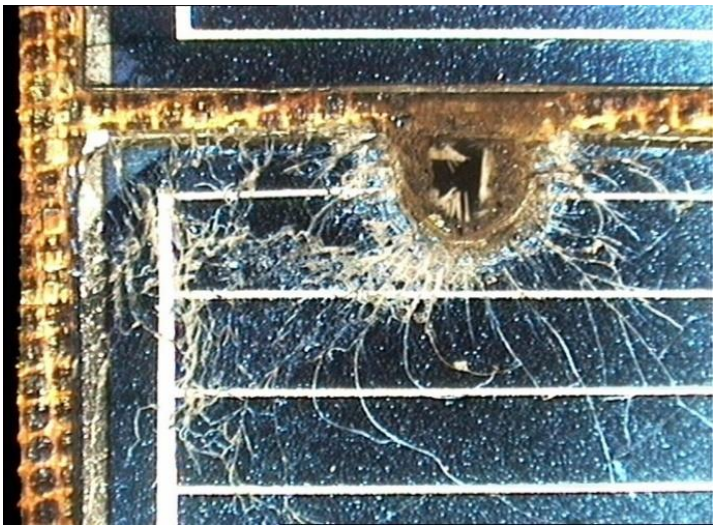


Figure 22 Vista frontale su un danno da detrito su un pannello solare dell'Hubble Space Telescope

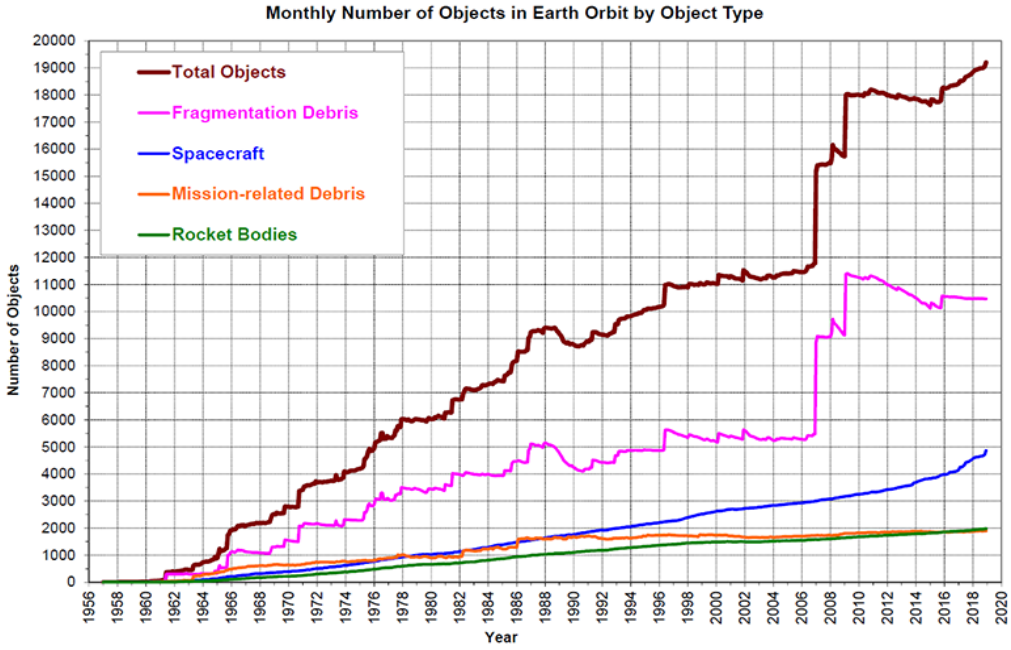


Figure 23 Andamento del numero di oggetti orbitanti attorno alla Terra catalogati dall'U.S. Space Surveillance Network (Fonte: NASA Orbital Debris Program Office (ODPO))

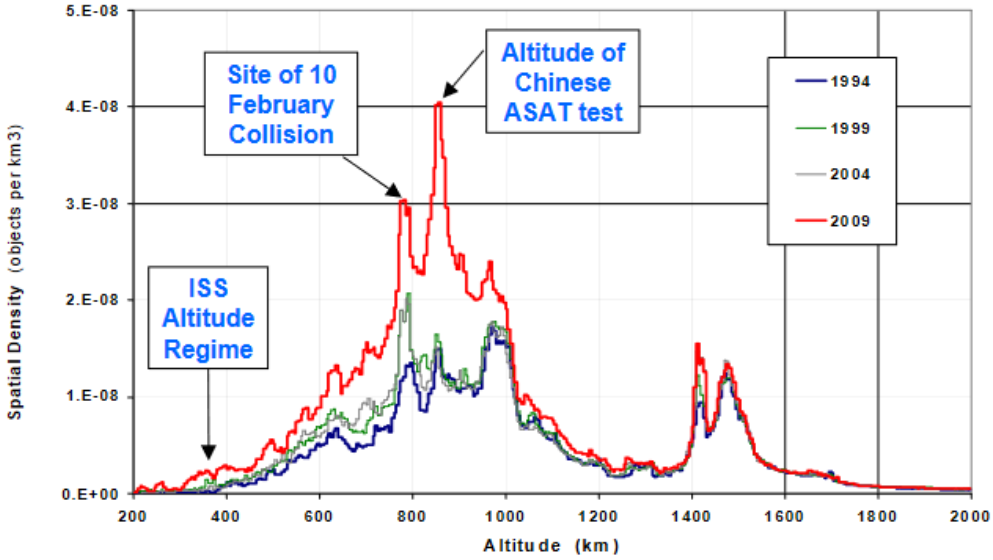


Figure 24 Distribuzione media degli oggetti orbitanti in funzione dell'altitudine (fonte: NASA ODPO)

1.7.1 Soluzioni

La schermatura contro l'impatto dei detriti spazi per strutture adeguate alla permanenza dell'uomo e apparecchiature elettroniche viene solitamente realizzata in metallo; qualora non si possa utilizzare (come ad es. per un'applicazione inflatable robot), la strategia di protezione più diffusa consiste nell'impiego di **schermi meccanici** multistrato realizzati in materiale polimerico o film di metallo.

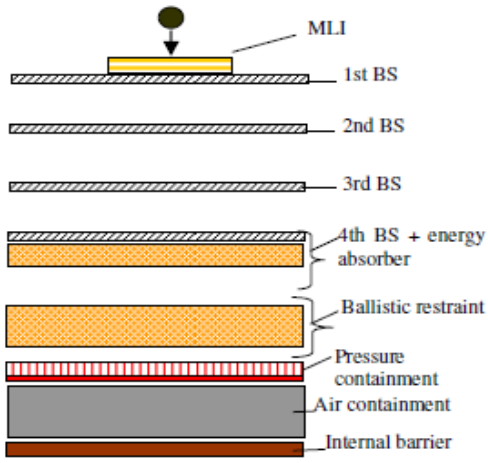


Figure 25 Tipica configurazione per una struttura gonfiabile per lo spazio [44].

In Figure 25 è rappresentata una tipica stratificazione di una struttura gonfiabile per applicazioni inflatable nello spazio: si può osservare che il MLI viene posizionato all'esterno per proteggere gli strati resistenti all'impatto dall'esposizione all'ambiente orbitale poiché, come già menzionato, non tutti i materiali sono adatti per essere impiegati a contatto con l'ambiente orbitale. I materiali preposti alla

protezione meccanica devono avere proprietà meccaniche non comuni: devono essere alto-resistenziali, rigidi, devono essere tenaci e moderatamente resistenti all'ambiente spaziale. Difatti, lo schermo meccanico deve assolvere queste due funzioni (secondo il concetto di *Whipple Shield* [57], [58]):

- *decelerazione* del detrito, in maniera da assorbire la sua energia cinetica;
- *frammentazione* del detrito che abbia eventualmente perforato lo strato, in maniera da diminuire l'energia cinetica media di impatto sullo strato sottostante

Risulta allora chiaro come una delle caratteristiche principali che deve avere un materiale è l'elevata tenacità a frattura. Per massimizzare l'assorbimento di energia di ogni singolo layer, il quale così può proteggere più efficacemente quelli sottostanti, occorre sfruttare al meglio la sua possibilità di deformarsi: questo si ottiene praticando un opportuno distanziamento tra i layer stessi (configurazione *Multi-Shock shielding* o *Whipple Shield*), realizzato in schiuma o polimero leggero (come il nylon) [44], per aumentare lo spazio in cui il singolo layer può deformarsi prima di essere perforato. In questa maniera il detrito energetico che attraversa la schermatura non cede tutta la sua energia in una volta ad un solo strato monolitico, ma la cede in maniera discreta attraverso una serie di impatti consecutivi: questo porta alla frammentazione e al riscaldamento del detrito (Figure 26), il quale può

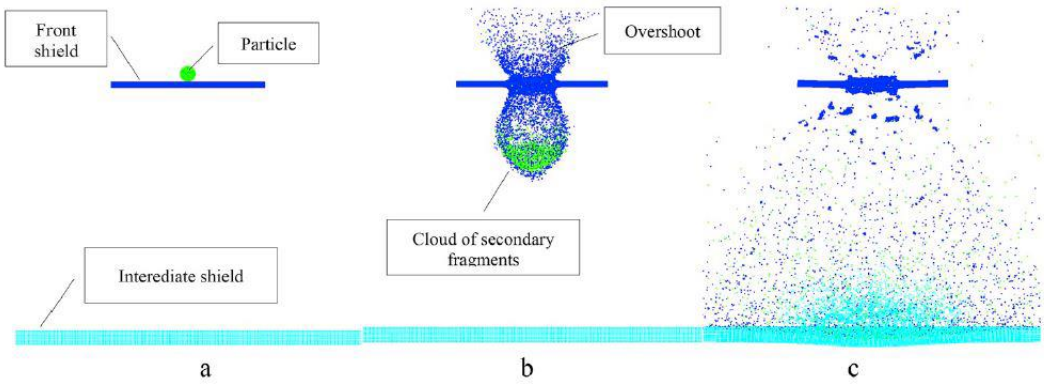


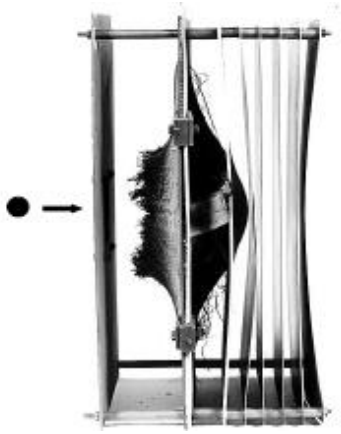
Figure 26 Rappresentazione schematica del principio di funzionamento del Whipple Shield: il detrito viene progressivamente rallentato e frammentato durante il suo attraversamento [58].

arrivare a fondere o vaporizzare [44], [57]. Solitamente una perforazione di uno o due layer è considerata tollerabile, poiché è altamente improbabile che un detrito vada ad impattare in prossimità di un danno consistente già avvenuto, mentre è

ritenuta critica la perforazione di più layer dopo un singolo impatto (impatti ultra-energetici) poiché ciò può portare al danneggiamento della struttura di contenimento dell'aria interna o delle apparecchiature [44], [58].

Solitamente la capacità di schermatura di una stratificazione viene valutata attraverso un test d'impatto ad alta velocità (Hyper Velocity Impact Test) con proiettili di varie dimensioni e materiali; durante questi test è possibile controllare l'energia cinetica del proiettile, la sua inclinazione rispetto allo schermo, e viene misurata l'energia assorbita da ogni strato e registrati i danni macroscopici e microscopici avvenuti sui materiali dopo l'impatto.

Gli schermi meccanici possono essere rigidi, come quello del Columbus-ISS Laboratory (Figure 27) oppure flessibili, adatti per le strutture gonfiabili; questi sono composti solitamente composti dai seguenti *functional layer* [43] (con



Layer	Material	Area Density [g/cm^2]
External Bumper (WS)	Al 6061-T6, 2.5 mm	0.7
Intermediate Bumper (Stuffing)	Nextel 312 AF-62, 4 layers;	0.4
	Kevlar 129 Style 812 18 plies Epoxy resin Brochier 914	0.9
Thermal insulation	MLI	0.2
Back Wall (BW)	Al 2219-T851, 4.8 mm	1.3
Total Columbus SWS (~2.2 cm thick)		**3.5**

Figure 27 Esempio di Whipple Shield rigido: setup sperimentale per HVIT dello schermo del Columbus (sinistra) e composizione della stratificazione dello schermo adottato per il Columbus in esercizio (destra) [44].

riferimento a Figure 25):

- *Protezione termica*: ottenuta attraverso il MLI esterno per proteggere gli strati sottostanti dall'azione di AO e dall'esposizione al vuoto e alle radiazioni;

- *Schermo meccanico*: preserva la struttura di contenimento dell'aria ed è costituito da layer resistenti agli urti, a volte sono chiamati *bumper*;

- *Contenimento della pressione*: struttura resistente alla pressione esercitata dall'aria interna;

- *Contenimento dell'aria*: strato di materiale non permeabile al gas, solitamente in elastomero;

- *Barriera interna*: serve a proteggere lo schermo dai fenomeni potenzialmente deleteri provenienti dall'interno, come scintille o abrasioni;

- *Elementi di separazione*: solitamente blocchi di schiuma polimerica, garantiscono il corretto distanziamento tra i layer resistenti agli urti.

In Figure 28 si può osservare un esempio di Whipple Shield flessibile pensato per una struttura gonfiabile [44].

No. of Layers	Material	Area Density [g/cm^2]
21	MLI + Betacloth	0.08
4	Nextel 312 AF-62, 4 layers	0.41
17	Kevlar KM2 fabric	0.36
3	Air containment	0.05
1	Aramid internal barrier	0.01
	Total REMSIM (~1.1 cm thick)	**1.0**

Figure 28 Esempio di Whipple Shield flessibile: setup sperimentale per HVIT (sinistra) e riepilogo della stratificazione (destra) [44].

La quasi totalità degli schermi flessibili studiati o progettati sono realizzati anche attraverso un impiego consistente di materiali polimerici; alcuni dei materiali più utilizzati per realizzare i layer resistenti all'impatto sono qui elencati:

- Fibre aramidiche: fibre ad alto modulo, molto tenaci, resistenti alle alte temperature e termicamente stabili; possono essere quindi utilizzate per i *bumper*, gli *shock layer*, per il contenimento della pressione. Diffuse le fibre Kevlar e Twaron.

- Fibre da cristalli liquidi: molto simili alle aramidiche nell'impiego, hanno proprietà meccaniche superiori. Una fibra commerciale è il Vectran, diffuso in impieghi balistici.

- Fibre a base ceramica: fibre estremamente resistenti, termicamente stabili anche a temperature molto elevate, tenaci. Un esempio è la fibra Nextel.

1.8 Riepilogo sui materiali per applicazioni inflatable nello spazio

Una struttura gonfiabile deve presentare queste caratteristiche:

1) Deve essere sufficientemente deformabile per permetterne il gonfiaggio;

2) Deve essere strutturalmente resistente per sopportare la pressione e i carichi esterni;

3) Deve essere impermeabile per evitare perdite di gas di gonfiaggio.

È già stato osservato che l'impiego di materiali polimerici è privilegiato in ambito inflatable: essi sono leggeri, deformabili e versatili nelle loro proprietà fisiche e meccaniche. La rigidezza strutturale può essere ottenuta adottando delle fibre rigide (aramidiche, ceramiche) o impiegando elastomeri caricati (ad es. con nerofumo o fibre corte), mentre l'impermeabilità viene fornita dal rivestimento (film o coating).

La tecnica del *coating* permette di rivestire un materiale in maniera uniforme; il coating può avere funzione adesiva, ottica, protettiva, isolante. Il rivestimento si ottiene attraverso varie tecniche quali la deposizione di vapore, metodi elettrochimici, applicazione tramite spray, processo *roll-to-roll*. I coating più comuni prevedono l'applicazione di vinili, poliuretani, PVC e gomma naturale.

Attraverso il coating si possono conferire delle particolari caratteristiche all'oggetto rivestito, e questa tecnica si rivela estremamente versatile data la sua semplicità e applicabilità. Nel caso del link gonfiabile, una soluzione realizzativa può prevedere l'impiego di un tessuto rigido in fibra rivestito con un opportuno polimero: quest'ultimo può conferire impermeabilità, resistenza all'attacco da AO, protezione dagli UV.

Nelle pagine precedenti è stata discussa la dannosità dell'ambiente orbitale e della difficoltà di scegliere i polimeri giusti proprio a causa dei diversi fattori di degrado; attraverso il coating è possibile ovviare a questi problemi.

Di seguito si riporta una breve sintesi sulle caratteristiche di interesse per alcuni polimeri di uso comune nelle applicazioni spaziali, divisi per tipologia.

1.8.1 Fibre – strutturali

- **Polietilene (PE):** in fibre (Olefin, PE + PP) molto resistenti ma poco adatte ad elevate temperature. I suoi derivati ad alto modulo (**HDPE, UHMWPE**, Dynema, Spectra) vengono usati nei giubbotti antiproiettile e come rinforzo in compositi strutturali. Le fibre a base polietilenica hanno un elevato rapporto $\frac{E}{\rho}$ rispetto a quelle a base aramidica (es. kevlar). Presentano un'ottima resistenza alle radiazioni e potere frenante rispetto agli altri polimeri.

- **Kevlar:** fibra a base aramidica che presenta un alto rapporto resistenza/peso, mantiene buona tenacità anche a bassissime temperature (fino a -196°C) e stabile fino a circa 150°C, è ignifugo, chimicamente inerte, compatibile con molte resine. Usato per: isolanti termici criogenici, giubbotti antiproiettile, componenti strutturali (come composito), pneumatici (come rinforzo fibroso), scudo contro impatti con detriti spaziali, protezione antifiamma. Presenta un'ottima resistenza alle radiazioni e potere frenante rispetto agli altri polimeri (in questo simile al PE).

- **Vectran:** fibre a cristalli liquidi, molto stabili ad alte temperature, più resistente del Kevlar e ancora più prestazionale di esso a basse temperature; purtroppo è sensibile agli UV, rendendole non adatte per applicazioni durature all'esterno; solitamente accoppiate con poliuretani per migliorare la resistenza all'abrasione. Usato come layer per tute spaziale, rivestimenti elettrici, già usato per strutture gonfiabili nello spazio (Bigelove), rinforzo in pneumatici antiforatura (Continental), airbag di atterraggio di Mars Pathfinder.

- **Nylon:** fibre di poliammide alifatico, molto resistente, non molto stabile ad alte temperature, molto tenace, sensibile agli UV.

- **Poliestere:** fibre abbastanza resistenti, seppur meno del Nylon, abbastanza stabili ad alte temperature; presentano migliore resistenza agli UV del nylon, molto tenace e le fibre sono wrinkle-resistant. Usato per funi, rinforzi per elastomeri, applicazioni per resistenza a impatti.

- **PEEK**: polimero termoplastico semicristallino con ottime proprietà meccaniche e termiche, resistente ad acidi/basi medi; compatibile con ambienti ad alto vuoto, idoneo per applicazioni ad alta temperatura per tempi prolungati (non degrada termicamente).

1.8.2 Coating-film

- **Kapton:** poliimmide stabile in ampio intervallo di temperature (-270°C - +400°C). Viene utilizzato nel MLI come isolante termico, come isolante per cavi e in generale dove occorre un film termoresistente.
- **Teflon:** fluoropolimero, in film o fibre, presenta un'ottima resistenza agli agenti chimici, agli UV, è stabile in ampio range di temperature anche elevate (fino a 250°C); essendo un materiale a bassissimo attrito non risente dei problemi di abrasione. Usato come film per ridurre gli attriti ed evitare stick-slip, come isolante elettrico, termico e chimico.
- **Polysulfone:** presenta proprietà meccaniche nella media: l'elevata tenacità lo rende resistente agli impatti, chimicamente inerte, resistente alle radiazioni e stabile ad alte temperature. Usato come rivestimento per protezione contro agenti chimici, contro gli UV e come isolante termico.
- **Mylar-Nomex**: layer di PET biassiale, con deposito di film metallico. Molto riflettente, usato come isolante termico in quanto riflette bene le radiazioni.

1.8.3 Coating – elastomeri

- **Neoprene (policloroprene):** elastomero termoplastico dalle medie proprietà meccaniche, non adatto per impieghi per temperature sopra i 100°C o sotto i -30°C; presenta d'altra parte una spiccata resistenza all'ozono, agli UV, a molti agenti chimici, all'abrasione, adatto ad essere rinforzato con fibre. Costoso, viene utilizzato in ambienti mediamente aggressivi.

- **TPU (thermoplastic polyurethane):** copolimero termoplastico dalle buone proprietà meccaniche, elastico e tenace anche a basse temperature (fino a -40°C), non adatto oltre i 90°C, resistente alla fiamma, chimicamente inerte e resistente agli agenti atmosferici (ozono, UV) e all'abrasione. Adatto per essere rinforzato con fibre o particelle, le sue caratteristiche possono essere migliorate attraverso una vasta gamma di additivi. Risultano

molto efficaci e resistenti le combinazioni TPU-ABS o TPU-Policarbonato. Utilizzato come isolante elettrico, coating per gonfiabili, film per vetri antiframmentazione.

- **PVC (polivinilcloruro):** rigido o plastificato (p-PVC), ha una bassa resistenza agli UV e alle radiazioni, buona resistenza all'ossigeno (che diffonde lentamente nella microstruttura), bassa resistenza alle alte temperature; può essere additivato con molte cariche. Usato come telo di copertura, teloni (anche gonfiabili), rivestimenti per pavimenti, strutture gonfiabili.

- **VITON**: fluoropolimero molto resistente ad alte e basse temperature (-20°C – +210°C), resistente agli agenti chimici e all'abrasione; usato per l'aeronautica e già ampiamente impiegato per lo spazio. Molto diffuso come O-ring, diaframmi in valvole regolatrici di pressione, rivestimento per ambienti ostili (es. pompe per ossigeno liquido).

- **Siliconi**: resistenti alle alte e basse temperature (-60°C – +230°C), molto resistenti all'ossigeno/ozono e ai raggi UV. Meccanicamente poco prestazionale, è usato come protettivo in ambienti aggressivi. Già ampiamente usato nell'aerospace come rivestimento di cavi e pannelli e come smorzatore. In [59] si ritiene che le gomme siliconiche siano le più adatte quando si ricerchi una buona stabilità termica e buona resistenza alle radiazioni. Essendo permeabili ai gas non sono adatti per contenimento dell'aria in applicazioni inflatable. Sono molto utilizzati come coating in ambito spaziale poiché a contatto con l'AO formano SiO_2, strato compatto passivante che protegge dall'aggressione da AO e dalle radiazioni. Non adatto per superfici ottiche.

- **EPDM:** etilene-propilene-diene-monomero, molto usato come laminato e altre applicazioni, ottima resistenza a ozono e UV, flessibile anche a basse temperature, stabile alle alte temperature. Usato nelle guarnizioni morbide (es sportelli auto), rivestimenti di piscine.

1.9 Conclusioni: resistenza qualitativa agli agenti di degrado spaziale

Per riepilogo si riportano in forma tabellare, per i principali polimeri presi in esame, dei giudizi qualitativi sulle le caratteristiche di interesse per l'applicazione

spaziale. Queste sono: proprietà meccaniche, temperature di esercizio, resistenza alle radiazioni, resistenza all'outgassing e all'AO. I giudizi ivi presenti (pessimo, buono, eccellente ecc) sono stati formulati sia sulla base dei numeri riportati più avanti in Tabella 9, Tabella 10, Tabella 11, sia, qualora i valori non fossero reperibili, sulla base dei report tecnici e della letteratura ove fossero menzionate le loro applicazioni. Tale carenza di dati si può spiegare osservando che oggigiorno le grandi aziende produttrici di polimeri per applicazioni spaziali sviluppano apposite versioni di un materiale adatte per lo spazio, le cui formulazioni e prestazioni non sono di pubblico dominio.

Tabella 6 Fibre strutturali - Tabella qualitativa sulle caratteristiche di resistenza in orbita

	Alte temperature	**Basse temperature**	**AO**	**UV**	**Outgassing**
Polietilene HDPE	BASSA		BASSA	ECCELLENTE	
Kevlar	ALTA	BUONA		OTTIMA	BASSA
Vectran	OTTIMA	OTTIMA		BASSA	
Nylon	BASSA	BUONA		BASSA	BASSA
Poliestere		BUONA	PESSIMA	BUONA	BUONA

Tabella 7 Film - Tabella qualitativa sulle caratteristiche di resistenza in orbita

	Alte temperature	**Basse temperature**	**AO**	**UV**	**Outgassing**
Kapton	OTTIMA	OTTIMA	BUONA	BUONA	BUONA
Teflon	OTTIMA	BUONA	OTTIMA	OTTIMA	OTTIMA
Polisulfoni	BUONA		BUONA	BUONA	
Nomex	OTTIMA	BUONA	BUONA	OTTIMA	OTTIMA

Tabella 8 Coating elastomerici - Tabella qualitativa sulle caratteristiche di resistenza in orbita

	Alte temperature	**Basse temperature**	**AO**	**UV**	**Outgassing**
Neoprene	BUONA	BUONA	BUONA	BUONA	
TPU	BUONA	BUONA	BUONA	OTTIMA	OTTIMA
PVC	BASSA		BUONA	BASSA	
Viton	OTTIMA	BUONA		BUONA	BUONA
Siliconi	OTTIMA	OTTIMA	OTTIMA	OTTIMA	BUONA

Di seguito si riportano anche alcuni dati numerici trovati in letteratura. Le caselle vuote si riferiscono a valori che non è stato possibile reperire, o determinati attraverso prove non comparabili, o troppo discordanti tra una fonte e l'altra

Tabella 9 Fibre - Valori numerici delle principali proprietà fisiche e meccaniche di interesse per applicazioni aerospazio

	E (GPa)	***UTS (MPa)***	***Densità (g/cc)***	***Radiazioni*[2]**	***Outgassing*[3]**	***AO*[4]**	T_{min} (°C)	T_{max} (°C)
HDPE	1	22	0.95	57%		3.7		80
Kevlar	100	3000	1.38	52%	7.74%		-196	150
Vectran	103	3000						
Nylon	2.6	78	1.18		2.30%	4.4	-40	164
Poliestere	0.3	45	1.2		0.90%		-40	113

[2] Si intende resistenza alle radiazioni, % dose equivalent reduction
[3] TML %
[4] Efficienza di reazione R_e

Tabella 10 Film - Valori numerici delle principali proprietà fisiche e meccaniche di interesse per applicazioni aerospazio

	E (GPa)	*UTS (MPa)*	*Densità (g/cc)*	*Radiazioni*	*Outgassing*	*AO*	*T_{min} (°C)*	*T_{max} (°C)*
Kapton	2.48	200	1.53		1.13%	3	-270	400
Teflon	0.5	23	2.2		0.02%	0.05		260
Polisulfoni	2.5	80	1.3			2.4		160
Nomex	4.81	200	1.39		0.50%	3.4	-70	200

Tabella 11 Coating - Valori numerici delle principali proprietà fisiche e meccaniche di interesse per applicazioni aerospazio

	E (GPa)	*UTS (MPa)*	*Densità (g/cc)*	*Radiazioni*	*Outgassing*	*AO*	*T_{min} (°C)*	*T_{max} (°C)*
Neoprene		25	1.2				-35	110
TPU	0.7	60	1.2		0.40%		-40	90
PVC	3.4	15	1.4				-26	111
Viton		10	1.85		0.50%		-190	210
Siliconi					0.30%	0.02	-55	200

Sulla base delle informazioni fin qui raccolte, si riportano in Tabella 12 alcune proposte per la scelta dei materiali con cui costruire i link gonfiabili. In particolare, si distingue tra *fibre strutturali*, *film* e *coating* e fra la funzione che il materiale deve svolgere (in grassetto quelli che presentano resistenza più marcata o più utilizzati):

- *Schermo termico*: materiale adatto a lavorare ad alte temperature e a bassa conducibilità termica; può essere usato per impedire surriscaldamento degli strati sottostanti;

- *Schermo UV/AO*: materiale resistente all'effetto delle radiazioni e all'azione dell'ossigeno atomico; adatto come interfaccia diretta verso l'atmosfera orbitale;

- *Schermo meccanico*: materiale adatto ad essere impiegato negli *shock layer* del *Whipple Shield*

Tabella 12 Materiali per possibile impiego per robot gonfiabili nello spazio, divisi per applicazione

	Schermo termico	**Schermo UV/ AO**	**Schermo meccanico**
Fibre / film	Mylar	**HDPE**	**Kevlar**
	Kevlar	Kevlar	**Vectran**
	Kapton	Nomex	UHMWPE
	Vectran	PEEK	Kapton
	Teflon		Nomex/Mylar
Elastomeri / coating	**Viton**	TPU	
	TPU	Neopreni	
	Siliconi	Viton	
	Neopreni	**Siliconi**	

1.10 Alcuni esempi di strutture gonfiabili nello spazio e materiali

Si è visto nell'Introduzione come nel campo delle applicazioni spaziali la ricerca di nuovi materiali e strutture sempre più leggere e compatte ha portato ad un interesse sempre crescente verso le strutture gonfiabili: queste, infatti, permettono di portare in orbita strutture grandi in maniera compatta permettendo la

riduzione dei pesi e volumi al decollo, con conseguente risparmio di denaro e carburante; durante il lancio esse possono essere ripiegate in un piccolo volume per poi essere gonfiate in orbita attraverso gas.

L'impiego dei polimeri è necessario per ottenere l'elasticità e la leggerezza richiesta; è stato discusso precedenza sui problemi che derivano dall'impiego dei materiali polimerici nello spazio, tuttavia esistono già delle soluzioni applicative che prevedono l'uso di questi materiali. Di seguito una breve descrizione.

1.10.1 Sistemi di rientro e decelerazione

La scelta di impiegare sistemi gonfiabili per l'atterraggio (o AID Aerodynamic Inflatable Decelerators) e il rientro viene incontro alla necessità di semplificare e alleggerire i sistemi di controllo per queste fasi delicate della missione: questi consentono di stivare in un volume ridotto dei dispositivi ad elevata superficie e sagomabili in modo da offrire un elevato coefficiente di drag per fornire un'elevata resistenza aerodinamica. In questo modo non sono necessari motori aggiuntivi o invertitori di spinta.

Figure 29 Sinistra: AID sviluppato negli anni '60. Centro: IRDT russo. Destra: airbag di Mars Pathfinder

Già negli anni '60 la NASA aveva sviluppato dei prototipi di AID come soluzione per l'ingresso nell'atmosfera di Marte (Figure 29, sinistra), realizzato fibre Nomex con coating di Viton. Nel 1996 in Russia, nell'ambito del progetto "Mars '96" è stato sviluppato l'IRDT (Inflatable Re-entry and Descent Technology), struttura troncoconica per la discesa su Marte (Figure 29, centro); il gonfiaggio avveniva in due fasi: durante la prima la parte centrale si gonfiava con azoto e terminava lo sviluppo diametrale della struttura, mentre nella seconda era previsto il gonfiaggio delle strutture circonferenziali. La struttura è realizzata a base

di fibre di silice impregnate. Per l'atterraggio del rover Mars Pathfinder è stato utilizzato un particolare airbag composto da 24 sfere unite tra loro a formare una struttura piramidale, fabbricate in Vectran, tessuto resistente anche a basse temperature (Figure 29, destra) [60].

In generale i materiali più adottati per questa soluzione sono fibre sintetiche come Nomex, Nylon, Dacron, Nextel, Kevlar, eventualmente immerse in coating elastomerico a base di siliconi o uretani: questi materiali consentono di mantenere sia un'ottima resistenza meccanica (fibra), sia ottima resistenza alle alte temperature. Un'altra soluzione interessante è l'impiego di Kapton laminato su Kevlar (KKL), che è sia impermeabile, sia resistente al calore, sia meccanicamente resistente. In [61] e Figure 30 si può osservare una rappresentazione 1D di stratificazione per un TPS flessibile: in basso degli strati di Nextel che proteggono gli strati sottostanti dai carichi aerodinamici, abrasione e alte temperature, in mezzo degli spessori in pyrogel isolante termico, mentre in alto degli strati in Kapton impermeabile.

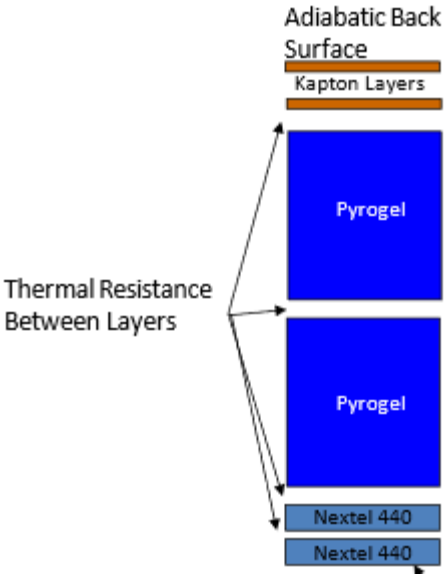


Figure 30 Esempio di TPS (Thermal Protection System) flessibile per applicazione inflatable [60].

1.10.2 Antenne e riflettori

Per le applicazioni ottiche nello spazio spesso è auspicabile avere a disposizione delle superfici ottiche di grandi dimensioni: attraverso l'impiego di strutture gonfiabili, questo è possibile senza incorrere in problemi di pesi e ingombri proibitivi; le applicazioni sono molteplici e vanno dalle telecomunicazioni alla sensoristica e misure interferometriche a grandi distanze (ad es. rilevamento onde gravitazionali). Le sfide principali riguardano la precisione

richiesta da queste apparecchiature, difficile da ottenere con strutture gonfiabili, le temperature continuativamente elevate di esercizio e la qualità della superficie.

Nel 1996 la NASA, nell'ambito del progetto IAE (Inflatable Antenna Experiment, Figure 31) ha sviluppato un'antenna costituita da un toro gonfiabile (diam. 14 m) di supporto a una superficie parabolica, collegati al satellite di ricezione da tre travi gonfiabili lunghe 28 m. La parte parabolica è realizzata in Mylar alluminizzato, mentre il toro e le aste in Kevlar con coating di Neoprene dello spessore di 0.3 mm. La struttura lenticolare è ricoperta in film Kapton poliimmide e silicone per proteggere la superficie riflettente dagli UV e da AO. Il test di gonfiaggio in orbita è andato a buon fine [60].

Figure 31 IAE in orbita

Un'altra soluzione per le travi gonfiabili di supporto consiste nell'impiego di laminati polimero/alluminio, che si irrigidiscono per deformazione plastica del metallo durante il gonfiaggio, o compositi Kevlar/elastomero che si irrigidiscono per *curing termico* (vedi sezione successiva).

1.10.3 Strutture di supporto

Sono strutture ideate per fare da supporto a componenti funzionali che debbono estendersi nello spazio, come array di pannelli solari, specchi di telescopi, vele solari. Quasi tutte queste strutture sono pensate per subire irrigidimento in orbita, in maniera da diminuire al minimo la richiesta di gas di gonfiaggio, attraverso iprocessi di *curing* descritti precedentemente o per deformazione plastica.

L'ITSAT (Inflatable Torus Solar Array Technology, Figure 32) si inserisce in una scia di progetti risalenti agli anni '90 che ha per scopo lo sviluppo di un sistema per fornire una fonte di energia elettrica a satelliti di piccola taglia [62]; in questo caso si sfruttano due montanti paralleli gonfiabili che supportano un tessuto di supporto per le celle solari. I montanti sono in alluminio laminato tra due layer di Kapton; lo sviluppo avviene in due fasi:

- Nella prima fase i montanti vengono portati a una sovrapressione di circa 206 MPa: il Kapton supporta quasi tutto lo stress meccanico mentre l'alluminio viene portato poco al di sopra del limite di snervamento per rimuovere eventuali grinze e introdurre incrudimento;

- Nella seconda fase la pressione viene tolta, lasciando una struttura rigida in grado di supportare i carichi della missione.

I pregi di questa soluzione ('Thin Walled Alluminium') sono la ridotta stratificazione, la semplicità, l'assenza di MLI a causa della buona dispersione termica fornita dall'alluminio.

Figure 32 ITSAT solar array

1.10.4 Ambienti abitabili

Ogni ambiente abitabile deve essere una struttura in pressione per contenere l'aria necessaria alla vita umana; esso può essere rigido oppure flessibile/gonfiabile (con risparmio di massa e volume).

TransHab è stato un concept degli anni '90 della NASA per una struttura gonfiabile a più piani adatta ad ospitare persone. La schermatura contro i detriti spaziali era affidata a dei layer di Nextel, mentre il materiale impermeabile era il Combitherm e Kevlar usato come struttura di contenimento della pressione. L'interno sarebbe stato in Nomex, materiale ignifugo e resistente all'abrasione.

Il BEAM (Bigelow Expandable Activity Module, Figure 33) è un esperimento installato sulla ISS per lo studio di un ambiente espandibile che permetta la presenza

dell'uomo per periodi prolungati e per l'impiego delle apparecchiature opportune. I materiali a base Kevlar sono sotto brevetto.

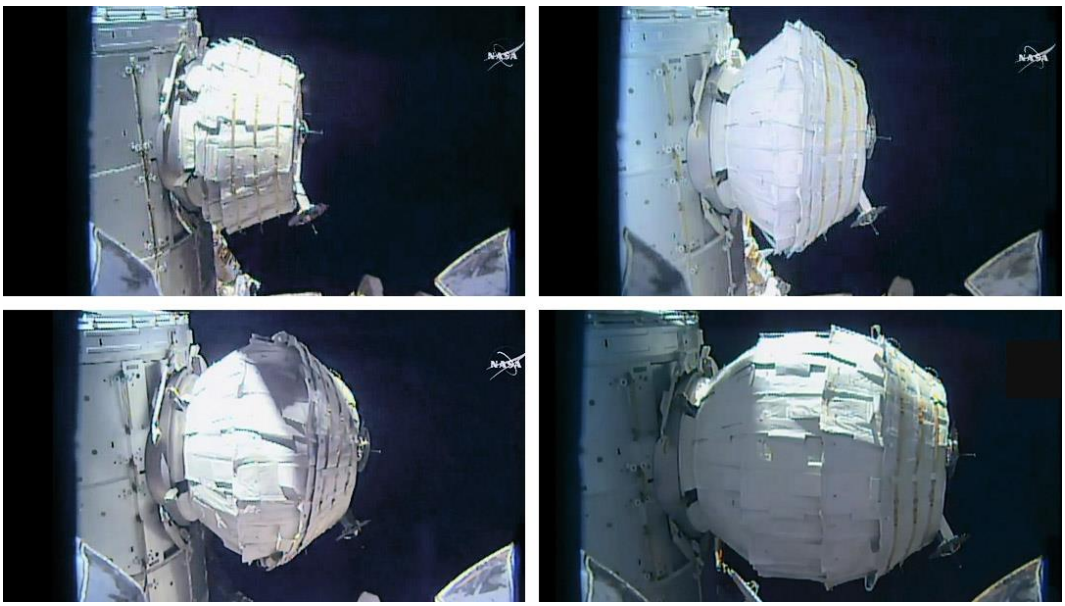


Figure 33 BEAM durante la fase di gonfiaggio (fonte: NASA)

1.11 Alcune considerazioni su impaccamento e gonfiaggio

I pregi di utilizzare strutture gonfiabili nello spazio sono numerosi; a questi va però contrapposta la difficoltà di progettare e controllarne il gonfiaggio in maniera remota e/o automatica.

Innanzitutto, occorre scegliere il sistema di ripiegamento della struttura: questo va fatto tenendo conto del volume disponibile, della geometria finale e del materiale. Difatti mentre una fibra molto rigida non è adatta ad essere piegata in due, un materiale più elastico può essere ripiegato più volte senza incorrere in problemi sostanziali; una struttura avente una geometria complessa deve potersi gonfiare in maniera controllata per non incorrere in blocchi o instabilità, quindi occorre che il passaggio del gas attraverso le pieghe sia pianificato con attenzione.

Nel caso di travi gonfiabili, si possono adottare queste tecniche:

1) *Z-fold*: è il metodo più semplice e consiste nel ripiegamento del cilindro lungo una linea di piega normale al suo asse longitudinale. Poco interessante a causa delle elevate deformazioni e della poca controllabilità durante il gonfiaggio [30], Figure 35.

2) *Coiling e wrapping*: prevedono l'avvolgimento del cilindro gonfiabile; il cilindro subisce in questo caso un appiattimento (Figure 34). Lo sviluppo viene fatto immettendo aria dalla base (a) oppure a partire dalla punta (b). Entrambi i metodi presentano degli inconvenienti riguardo la stabilità durante il gonfiaggio (si può incorrere in buckling prima che termini il gonfiaggio) e la velocità angolare del coil, che risulta essere elevata e deve essere limitata dall'esterno [30].

Figure 35 Esempio di cilindro ripiegato con z-folding

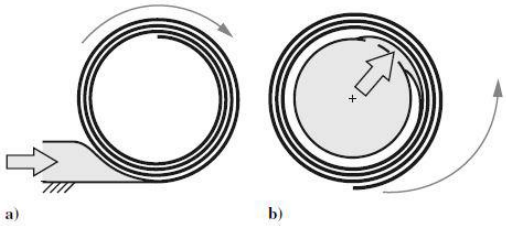


Figure 34 Coiling (a) e wrapping (b)

3) *Ripiegamento conico*: soluzione interessante che permette uno sviluppo progressivo e telescopico della struttura (Figure 36). Il cilindro risulta essere leggermente conico in maniera da permettere il ripiegamento; la sezione retta rimane indeformata e lo sviluppo risulta più stabile [30]. Ciononostante, le deformazioni rilevate sono elevate e potrebbero causare la rottura del coating [63].

4) *Ripiegamento origami*: consiste nella suddivisione dello sviluppo planare del cilindro in opportuni poligoni che vengono opportunamente ripiegati seguendo un certo *origami pattern* (Figure 37). Questo consente una elevata efficienza di impaccamento, la riduzione delle deformazioni e un migliore controllo sul gonfiaggio che risulta molto più stabile [30], [63]. Inoltre, è possibile utilizzare diversi *pattern* a seconda dell'applicazione, del materiale e della strategia di controllo, come si può vedere in Figure 38; la tecnica origami, in conclusione, risulta essere molto versatile. D'altra parte, lo studio del ripiegamento è molto complesso e spesso necessita di tecniche FEA e simulazioni numeriche.

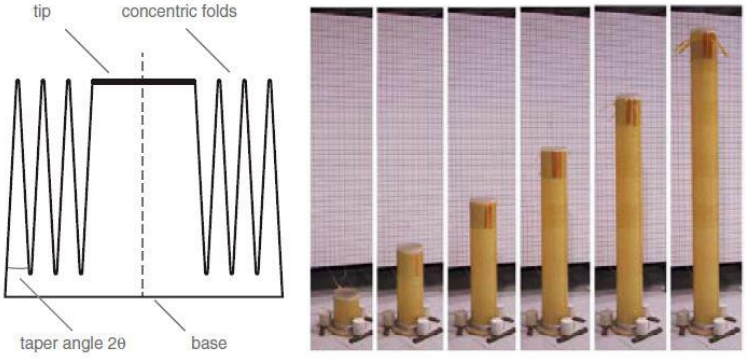


Figure 36 Sezione trasversale (sinistra) e sviluppo della trave conica (destra)

Figure 37 Cilindro gonfiabile ripiegato ad origami nel suo sviluppo dalla fase ripiegata (in alto a sinistra) alla condizione operativa (in basso a destra) [63].

Figure 38 Cilindri di carta ripiegati secondo diversi tipi di pattern [63].

1.11.1 Irrigidimento

Se il robot deve poter essere ripiegato occorre che il materiale sia sufficientemente rigido; qualora si preveda che esso si gonfi e rimanga gonfio per il resto della sua vita utile (applicazione *one-shot*) si può migliorare l'impaccamento prevedendo una fase di irrigidimento dopo il gonfiaggio: questo permette di ripiegare un polimero poco resistente ed avere in orbita un materiale più rigido. Le tecniche di irrigidimento principali sono [30]:

- *Curing UV*: come già menzionato, alcune resine subiscono un benefico effetto di invecchiamento attivato dall'esposizione ai raggi UV. Il pregio di questa soluzione è la completa passività del processo, che non richiede energia da parte del satellite; d'altro canto, esso è irreversibile e limitante per la scelta dei materiali. Difatti per avere un curing UV accettabile occorre che le fibre di rinforzo nel materiale siano trasparenti a questa radiazione; fibre aramidiche o di grafite non possono essere utilizzate, pena il rischio di un curing non uniforme del materiale.

- *Curing termico*: prevede l'impiego di resine termoindurenti. Il processo, irreversibile, avviene per riscaldamento da parte dei raggi solari (passivo) oppure attraverso opportuni riscaldatori dedicati (attivo) qualora sia necessario controllare accuratamente il processo di irrigidimento

- *Transizione vetrosa*: si impiegano polimeri che presentano una temperatura di transizione vetrosa T_g. Essi non sono rigidi come le resine termoindurenti, però il processo è reversibile e quindi sarebbe possibile svolgere missioni con molti cicli di gonfiaggio/ripiegamento. Il processo è delicato poiché durante lo sviluppo tutto il cilindro deve essere sia mantenuto a $T > T_g$, verosimilmente attraverso riscaldatori, sia a $T < T_g$ dopo lo sviluppo, rendendo quindi necessaria anche una protezione MLI.

- *Deformazione di laminati metallici*: essi sono fatti da film sottili di metallo duttile, solitamente alluminio, uniti a film sottili di polimero, ad esempio Mylar o Kapton. Dopo il gonfiaggio, la pressione all'interno della struttura viene aumentata in modo da provocare deformazione plastica del metallo e l'eliminazione delle eventuali pieghe, mentre il polimero rimane in fase elastica; dopodiché il gas viene espulso e nel metallo rimarrà una tensione residua di compressione dovuta all'incrudimento. Questa soluzione è molto promettente ed è ampiamente studiata vista la sua semplicità di messa in opera e produzione. D'altra parte, alcune limitazioni sugli spessori rendono

questa soluzione poco performante riguardo al carico massimo, e inoltre richiede un controllo preciso della pressione durante la fase di plasticizzazione del metallo [30].

- *Curing gassoso*: alcune resine subiscono invecchiamento in presenza di certi gas. Questo metodo non è più molto studiato per via dei rischi di fuga di gas dannosi.

Capitolo 2

Modello analitico per la trave gonfiabile

L'impiego delle strutture gonfiabili in ambito aerospace offre numerosi vantaggi, quali la leggereza, la possibilità di sviluppare strutture molto estese con pochi ingombri in fase di lancio, versatilità nella geometria da applicare, e già alcune applicazioni sono state testate come illustrato nel capitolo precedente. D'altro canto esse non possono sostenere carichi elevati e non posseggono la rigidezza ottenibile con materiali non deformabili.

La modellazione del comportamento strutturale di strutture gonfiabili, e in particolar modo di travi gonfiabili, è stata oggetto di numerosi studi a partire dagli anni '50: la modellazione stessa infatti presenta difficoltà teoriche importanti dal momento che non è sempre possibile applicare i metodi per la trave di De Saint Venant o di Timoshenko [64]; sperimentalmente si è osservato che la pressione di gonfiaggio gioca un ruolo importante nel comportamento della trave gonfiabile attraverso la produzione di un aumento "virtuale" delle proprietà meccaniche [65], ma nelle teorie classiche della trave il contributo della pressione non è contemplato. In [65] Thomas e Wielgosz hanno elaborato un modello agli elementi finiti basato sulla trave di Timoshenko, così come anche Davis in [66]. Similmente sono stati sviluppati anche alcuni modelli analitici per prevedere l'andamento della

deformazione per una trave gonfiabile: ad esempio in [67] è presentato e validato un modello analitico per travi orizzontali gonfiabili appoggiate sottoposte a carico verticale, che mostra come la pressione di gonfiaggio modifichi la risposta della trave. Queste formulazioni, come osservato in [68], perdono la loro validità quando il minore degli stress principali arriva a zero, condizione che si verifica in corrispondenza del carico di instabilità della trave; per essere validi, occorre che la pressione sia sufficientemente elevata in maneira da mantenere lontana la trave dal carico di collasso.

2.1 Comportamento meccanico e wrinkling

Uno dei fenomeni caratteristici delle strutture a parete sottile è la comparsa, ad un certo livello di carico, di pighe chiamate *wrinkle*: queste sono dovute a un fenomeno di instabilità a compressione locale per il quale il materiale non riesce a contrastare l'azione compressiva se non deformandosi fuori dal piano. L'andamento della forza resistente in funzione dello spostamento della trave passa da lineare, nella fase non-wrinkled, a non lineare dopo la comparsa del wrinkling; in particolare, queste pieghe provocano una diminuzione della rigidezza flessionale della trave stessa.

Più in dettaglio, la risposta della trave gonfiabile ai carichi esterni può essere qualitativamente suddivisa nelle seguenti fasi illustrate in Figure 39 per il caso di trave caricata in mezzeria:

1) *Precarico*: la trave subisce allungamento e aumento di diametro a causa della pressione di gonfiaggio;

2) *Deformazione lineare*: per piccoli carichi la trave mantiene un aspetto liscio, non compationo pieghe o instabilità;

3) *Comparsa di wrinkle*: appare una prima piega in corrispondenza della sezione più sollecitata;

4) *Propagazione del wrinkle*: ad un aumento ulteriore del carico corrisponde un'estensione della piega e comparsa di altre;

5) *Collasso*: la trave non può sopportare ulteriori aumenti di carico: essa si deforma senza opporre forza resistente ulteriore.

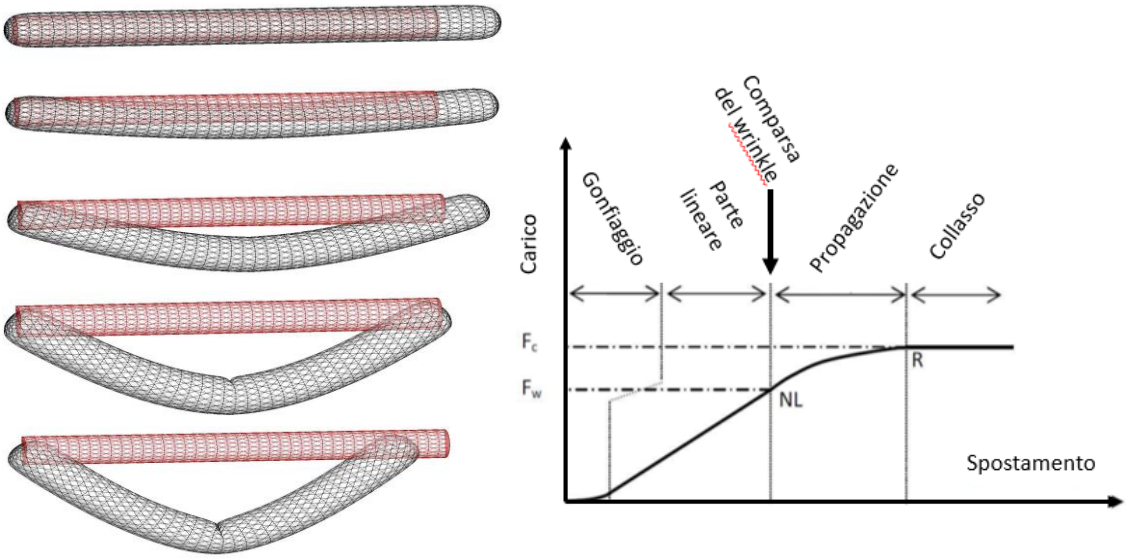


Figure 39 Diverse fasi della deformazione della trave confrontati con la forma indeformata (sinistra) e andamento qualitativo della reazione della trave all'aumentare dello spostamento (destra).

Nel grafico di Figure 39, destra, è riportato l'andamento qualitativo di una curva carico/spostamento per la trave gonfiabile: si osserva come l'andamento della prima fase, lineare, sia interrotto dalla comparsa del wrinkle, dopo il quale subentra un comportamento non lineare. E' importante notare che il wrinkling non corrisponde a una situazione di collasso in senso stretto: nella zona non lineare avviene la propagazione del wrinkle e comparsa di ulteriori pieghe associate ad un aumento della forza resistente. Il collasso vero e proprio avviene quando l'estensione circonferenziale dei wrinkle è tale da pregiudicare la tenuta della sezione: a quel punto la trave non offre aumenti di forza resistente a seguito di un aumento di spostamento.

Il wrinkling è un fenomeno reversibile, ovvero una trave wrinkled ritorna alla condizione lineare se il carico viene opportunamente diminuito; questo fatto può essere interessante per un'applicazione ingegneristica dal momento che è possibile quindi, in una certa misura, sfruttare anche il tratto non lineare della curva in esercizio, ad esempio per condizioni di transitorio dinamico.

Si è detto che la comparsa del wrinkle è dovuta a un fenomeno di instabilità a compressione; in una modellazione matematica la definizione dell passaggio da condizione normale a una wrinkled viene fatta solitamente in due modi, ovvero attraverso criteri basati sulla deformazione o sullo stress [69]. Il valore di soglia,

solitamente espresso come *momento di wrikling* M_{wr} o *momento di collasso* su una sezione della trave, dipende inoltre dall'ipotesi sullo stato di tensione della struttura:

1) **Membrana**: si impotizza che il materiale si comporti come una membrana, ovvero che lo stato di tensione sia piano in ogni punto della trave [67]; secondo questo approccio il momento di collasso dipende linearmente dalla pressione e il materiale non offre alcuna resistenza a compressione. Ciò implica che a pressione pari a zero il momento di collasso sia nullo; a ciò si aggiunge il problema per cui il momento di collasso non dipende dal materiale utilizzato ma soltanto dalla pressione e dal raggio del cilindro.

2) **Guscio sottile**: in questo caso si assume che in un elemento di materiale ci sia una distribuzione radiale di tensione; il materiale offre quindi una resistenza a compressione prima del collasso**.** In questa maniera la trave mantiene una certa resistenza al collasso anche per pressioni nulle e, ancora più significativo, questa resistenza dipende dallo spessore e dal materiale impiegato.

Approccio membranale

In letteratura sono presenti diversi esempi di modelli membranali per il calcolo del momento di collasso di cilindri gonfiabili. Di seguito due esempi:

1) *Stein* [70]: momento di collasso per un cilindro pressurizzato modellato come membrana; tiene conto della pressione interna del cilindro e del suo raggio;

2) *Wielsgosz* [71]: propone una riduzione del momento di collasso previsto da Stein.

Approccio guscio sottile

Di seguito due esempi di approcci per il collasso di cilindri gonfiabili considerati come gusci sottili sottoposti a flessione:

3) *Brazier* [72]: descrive il collasso di un cilindro isotropo sottile snello non pressurizzato sottoposto a flessione; tiene conto del raggio del cilindro, dello spessore della parete e del materiale;

4) *Wood* [73]: estende l'espressione di Brazier nel caso di sovrapressione interna;

In [69] Veldman propone per il momento di collasso una combinazione delle formulazioni sopra riportate:

5) *Veldman* [69]: combinazione di Wood e Wielsgosz con un adattamento per materiali ortotropi. Il primo termine è uguale a quello proposto da Wielsgosz e rappresenta il contributo membranale, mentre il secondo è un adattamento di quello proposto da Wood.

In Tabella 13 si riportano le espressioni del momento di collasso M_{cr} secondo le cinque formulazioni sopra riportate.

Tabella 13 Riepilogo sulle espressioni per il momento critico di collasso per cilindri

	$\boldsymbol{M_{cr}}$
Stein	$\pi p r^3$
Wielsgosz	$\frac{\pi}{4}\pi p r^3$
Brazier	$\frac{2\sqrt{2}}{9}\cdot\frac{\pi E r t^2}{\sqrt{1-\nu^2}}$
Wood	$\frac{2\sqrt{2}}{9}\pi E r t^2\sqrt{\frac{1}{1-\nu^2}+4\frac{p}{E}\left(\frac{r}{t}\right)^3}$
Veldman	$\left(\frac{\pi}{2}\right)^2 p r^3+\frac{2\sqrt{2}}{9}\pi E_x r t^2\sqrt{\frac{E_\theta}{E_x}}\sqrt{\frac{1}{1-\nu_{x\theta}\nu_{\theta x}}+4\cdot\frac{p}{E_\theta}\left(\frac{r}{t}\right)^2}$

gonfiabili sottoposti a flessione riportate

In Figure 40 è riportato un confronto tra i diversi modelli al variare della pressione per un cilindro realizzato in materiale isotropo con $r = 50\ mm$, $t = 0.5\ mm$, $E = 200\ MPa, \nu = 0.2$; si nota come le tre formulazioni membranali condividano lo stesso valore di M_{cr} per pressione nulla: questo perché si assume che il materiale abbia un contributo non nullo alla resistenza al collasso della trave e coincide col momento derivato da Brazier per il cilindro non pressurizzato. Invece in Figure 41 si può osservare come tutti i modelli prevedono un aumento non lineare di M_{cr}

all'aumentare del rapporto $\frac{r}{t}$, mentre solamente i modelli-guscio sono sensibili al cambiamento dello spessore e del modulo di Young (Figure 42).

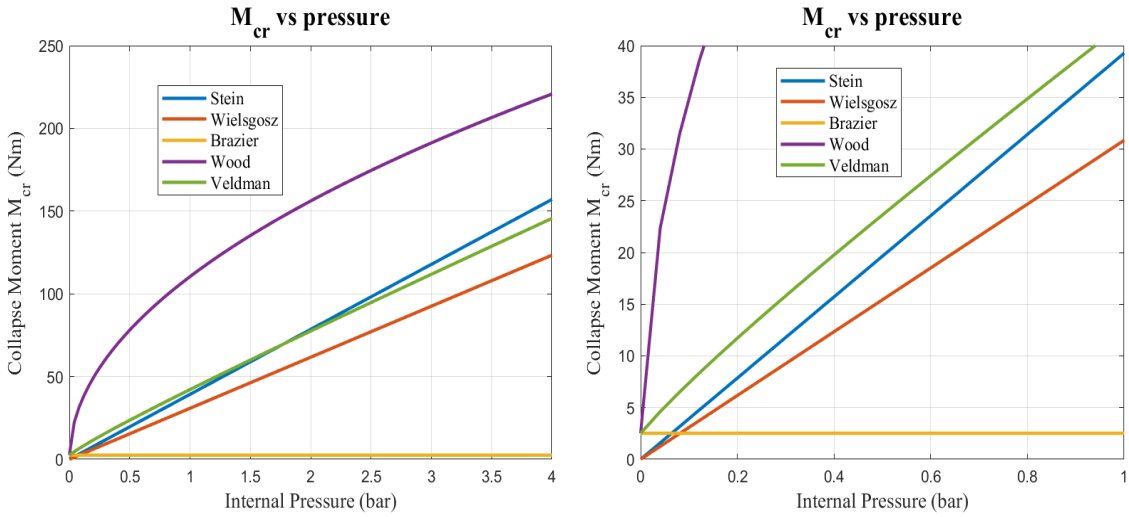


Figure 40 Confronto tra i cinque modelli al variare della pressione. A destra: dettaglio per pressioni molto basse

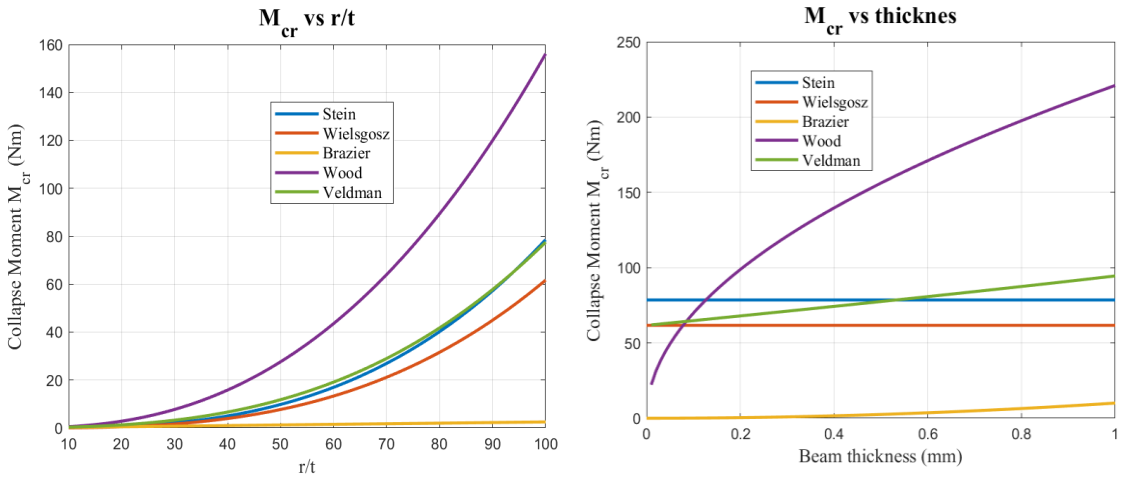


Figure 41 Confronto tra i cinque modelli al variare del raggio (sinistra) e dello spessore (destra)

A partire dall'esame delle figure precedenti si è concluso che il modello di Veldman può essere un buono strumento di progettazione poiché fornisce una stima sufficientemente conservativa di M_{cr}, paragonabile a quelle dell'approccio membranale, e perché tiene in conto le differenze sul materiale, ovverosia permette un confronto di prestazioni tra cilindri realizzati in materiali diversi, eventualmente anche ortotropi.

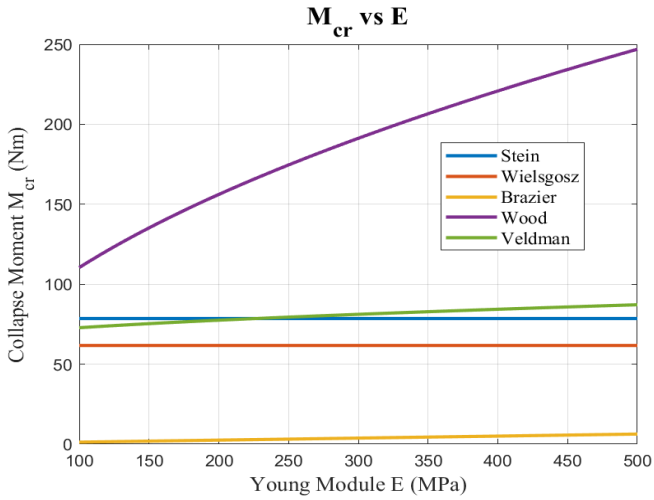


Figure 42 Confronto tra i cinque modelli al variare del modulo elastico

2.2 Modello di Veldman – previsione del momento di wrinkling

L'espressione per la stima del momento di collasso della sezione fornita da Veldman in [69] non offre, d'altro canto, alcuna informazione sull'apparizione delle prime pieghe, ovvero sul *momento di wrinkling*, che definisce il limite del comportamento lineare del materiale. Questa informazione è importante dal momento che in un eventuale controllo del robot gonfiabile deve essere prevista o una limitazione sulle accelerazioni, per mentenere il modello in una zona lineare, oppure una sub-routine che tenga conto del comportamento non lineare una volta che si è incorsi in wrinkling.

La trattazione di dettaglio del modello analitico proposto da Veldman per determinare il momento di wrinkling e la linea elastica, che si rifà a quello di Stein [70] con opportune varianti, esula dallo scopo della presente tesi, per cui si rimanda all'articolo originale [69]; qui ci si limita solamente a presentarne alcuni punti chiave.

La distribuzione degli stress nel cilindro non wrinkled si può scrivere come (facendo riferimento a Figure 43):

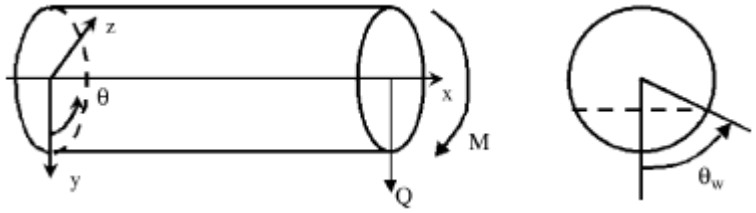


Figure 43 Rappresentazione schematica per le convenzioni di segno e definizione di θ_w

$$\sigma_x = \frac{pr}{2t} - \frac{Q(L-x)}{\pi r^2 t}\cos(\theta) \qquad \sigma_\theta = \frac{pr}{t} \qquad \tau_{x\theta} = -\frac{Qsin\theta}{\pi r t} \tag{1}$$

Combinando le equazioni costitutive (che legano il vettore delle tensioni $\boldsymbol{\sigma}$ e il vettore delle deformazioni $\boldsymbol{\varepsilon}$) con le relazioni cinematiche (che legano il vettore delle deformazioni $\boldsymbol{\varepsilon}$ con il vettore degli spostamenti $\boldsymbol{u}$), e scrivendo il vettore degli spostamenti secondo quanto proposto da Stein [70] si può arrivare alla scrittura:

$$\sigma_x = E_x(-krcos(\theta) + C_1) + \nu_{x\theta}\frac{pr}{t} \tag{2}$$

dove k è un parametro e C_1 una costante di integrazione.

Veldman propone una modifica dell'approccio di Stein [70] secondo il quale si arriva a wrinkling quando la tensione assiale in un punto vale $\sigma_x = 0$, e tale rimane anche dopo aver oltrepassato il carico di wrinkling: secondo Veldman, invece, se si considera il materiale come un guscio esso possiede una certa rigidezza flessionale fuori dal piano, motivo per cui è ragionevole credere che i primi wrinkle compaiano quando la tensione assiale raggiunge un certo valore di compressione (ovvero $\sigma_x < 0$). In questo modo è possibile determinare l'espressione della tensione assiale in ogni punto in funzione dell'ascissa x, della coordinata angolare θ:

$$\sigma_x = \begin{cases} \sigma_s + E_x kr(\cos(\theta_w) - \cos(\theta)) & \theta_w \le \theta \le 2\pi - \theta_w \\ \sigma_s & -\theta_w < \theta < \theta_w \end{cases} \tag{3}$$

θ_w è l'angolo di wrinkling rappresentato in Figure 43, destra: esso quantifica l'ampiezza angolare delle pieghe che interessano la sezione wrinkled alla coordinata x; si nota che all'interno di questa porzione angolare la tensione assiale vale σ_s, negativa, che è la resistenza a compressione del cilindro.

Si possono ora scrivere le equazioni di equilibrio alla traslazione assiale e alla rotazione:

$$p\pi r^2 = t\int_0^{2\pi} \sigma_x r\, d\theta \tag{4}$$

$$M = -r^2 t\int_0^{2\pi} \sigma_x cos\theta\, d\theta \tag{5}$$

Sostituendo l'espressione di σ_x (3) in queste due espressioni e integrando si ottiene:

$$p\pi r^2 - 2\pi t r\sigma_s = 2E_x t r^2 k[\sin(\theta_w) + (\pi - \theta_w)\cos(\theta_w)] \tag{6}$$

$$M = E_x t r^3 k[\pi - \theta_w + \cos(\theta_w)\sin(\theta_w)] \tag{7}$$

Combinando (6) e (7) si può scrivere la relazione che lega il momento flettente M in una sezione all'angolo di wrinkling θ_w:

$$\frac{M}{pr^3 - 2tr^2\sigma_s} = \frac{\pi[\pi - \theta_w + \cos(\theta_w)\sin(\theta_w)]}{2[\sin(\theta_w) + (\pi - \theta_w)\cos(\theta_w)]} \tag{8}$$

Attraverso queste equazioni sarebbe possibile, in linea di massima, risalire sia al valore del momento in cui compaiono le prime pieghe, o *momento di wrinkling* M_{wr}, sia dedurre l'espressione della linea elastica. Per fare ciò occorre però conoscere il valore di σ_s: questo può essere determinato sperimentalmente oppure attraverso opportune considerazioni sul collasso, e questo secondo metodo viene sviluppato da Veldman.

Veldman assume che il collasso avviene quando in una sezione le pieghe interessano metà della sezione stessa: l'angolo di wrinkling θ_w diventa quindi pari a π e il termine a destra dell'equazione (8) tende a π; in questa situazione è possibile quindi scrivere:

$$M_{cr} = \pi p r^3 - 2\pi t r^2 \sigma_s \tag{9}$$

Applicando alla (9) l'espressione per il momento del collasso proposta, si può finalmente scrivere il valore di σ_s come:

$$\sigma_s = -\frac{\sqrt{2}}{9} E_x \frac{t}{r}\sqrt{\frac{E_\theta}{E_x}}\sqrt{\frac{1}{1-\nu_{x\theta}\nu_{\theta x}} + \frac{4p}{E_\theta}\left(\frac{r}{t}\right)^2} \tag{10}$$

L'ampiezza dell'angolo di wrinkling θ_w può essere quindi correlata al momento flettente M attraverso la (11):

$$M = \frac{\pi[\pi - \theta_w + \cos(\theta_w)\sin(\theta_w)]}{2[\sin(\theta_w) + (\pi - \theta_w)\cos(\theta_w)]} \cdot \left(\frac{\pi}{4}pr^3 + \frac{2\sqrt{2}}{9}E_x r t^2 \sqrt{\frac{E_\theta}{E_x}}\sqrt{\frac{1}{1-\nu_{x\theta}\nu_{\theta x}} + 4\cdot\frac{p}{E_\theta}\left(\frac{r}{t}\right)^2}\right) \tag{11}$$

Pertanto:

- $\theta_w = 0$ se $M < M_{wr}$ in una certa sezione alla coordinata x;
- $\theta_w = \theta_w(M)$ se $M_{wr} < M < M_{coll}$ calcolata con la (11) in una certa sezione.

Risolvendo la (11) è possibile ottenere il valore di θ_w conoscendo il valore del momento flettente in una certa sezione. In particolare, il momento di wrinkling M_{wr} è il valore massimo del momento flettente per il quale $\theta_w = 0$; sostituendo questo valore nella (11) si può scrivere:

$$M_{wr} = \frac{1}{2}\left(\frac{\pi}{2}\right)^2 pr^3 + \frac{1}{2}\frac{2\sqrt{2}}{9}E_x \pi r t^2 \sqrt{\frac{E_\theta}{E_x}}\sqrt{\frac{1}{1-\nu_{x\theta}\nu_{\theta x}} + 4\cdot\frac{p}{E_\theta}\left(\frac{r}{t}\right)^2} = \frac{1}{2}M_{cr} \tag{12}$$

ovvero, il momento di wrinkling secondo Veldman è pari alla metà del momento di collasso proposto.

Riscrivendo opportunamente la (7), è possibile determinare l'andamento della curvatura sia nella zona wrinkled sia nella zona non interessata dalle pieghe:

$$k = \begin{cases} \dfrac{M}{E_x t r^3[\pi - \theta_w + \cos(\theta_w)\sin(\theta_w)]} & M > M_w \\ \dfrac{M}{\pi E_x t r^3} & M \le M_w \end{cases} \tag{13}$$

Ricordando la relazione tra deflessione e la curvatura della linea neutra

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{1}{k} \tag{14}$$

attraverso un'opportuna integrazione è possibile ricavare l'espressione della linea elastica.

2.3 Modello di Veldman – analisi di sensibilità

La conoscenza del momento di wrinkling di una trave gonfiabile è un'informazione cruciale per stabilire il limite di applicabilità di una legge lineare: come viene mostrato in dettaglio più avanti e qualitativamente in Figure 39, destra, finchè in tutte le sezioni si verifica $M < M_{wr}$ la trave gonfiabile può essere assimilata a una trave di de Saint Venant la cui freccia è proporzionale al carico; non appena $M > M_{wr}$ in una sezione, si formano delle pieghe e la relazione non è più lineare come si vede dalla (13).

Pertanto il momento di wrinkling può essere considerato come un vincolo di progetto a tutti gli effetti: il controllo risulta semplificato se $M < M_{wr}$ poiché è possibile, in questo caso, applicare i metodi già esistenti per il controllo di robot deformabili in campo di piccoli spostamenti; inoltre il wrinkling è da evitare per non incorrere in fenomeni di fatica del materiale dovuti al continuo ripiegamento della sezione più sollecitata (solitamente quella d'incastro).

In un'applicazione di progetto solitamente si conoscono le dimensioni approssimative della trave e i carichi a cui essa è sottoposta, ovvero, per esempio, si ha una stima della lunghezza totale L e del carico Q di flessione in punta. A partire da questi parametri il progettista può dimensionare la trave gonfiabile in maniera da ottenere la rigidezza voluta, ovvero una certa freccia, variando i parametri

$$p, \qquad r, \qquad t, \qquad materiale\ (E, \nu)$$

La scelta simultanea di questi parametri non è consigliabile visto l'elevato numero di possibilità in gioco; una scelta orientativa può essere fatta fissando volta a volta un parametro e variando gli altri per ottenere il risultato richiesto. Questo approccio si rivela più efficace qualora il valore del primo parametro sia vicino a quello definitivo; la scelta di quale parametro fissare per primo può essere fatta conoscendo l'influenza di ognuno sul risultato finale.

Si riportano pertanto delle analisi di sensibilità del valore del momento di wrinkling M_{wr} al variare dei parametri di progetto per una trave così definita (i valori si riferiscono al caso in cui i parametri vengono mantenuti fissi):

Dimensioni nominali: $r = 50\ mm, t = 0.5\ mm,\ \ E_x = 200\ MPa,\ \ E_\theta = 200\ MPa,\ \ \nu = 0.2,\ \ p = 0.5\ bar$

Per maggiore chiarezza, si divide l'espressione del momento di wrinkling (12) nei due contributi membranale e del materiale, denominati rispettivamente $membranale$ e $materiale$:

$$membranale = \frac{1}{2}\left(\frac{\pi}{2}\right)^2 pr^3$$

$$materiale = \frac{1}{2}\frac{2\sqrt{2}}{9}E_x\pi r t^2\sqrt{\frac{E_\theta}{E_x}}\sqrt{\frac{1}{1-\nu_{x\theta}\nu_{\theta x}} + 4\cdot\frac{p}{E_\theta}\left(\frac{r}{t}\right)^2} \tag{15}$$

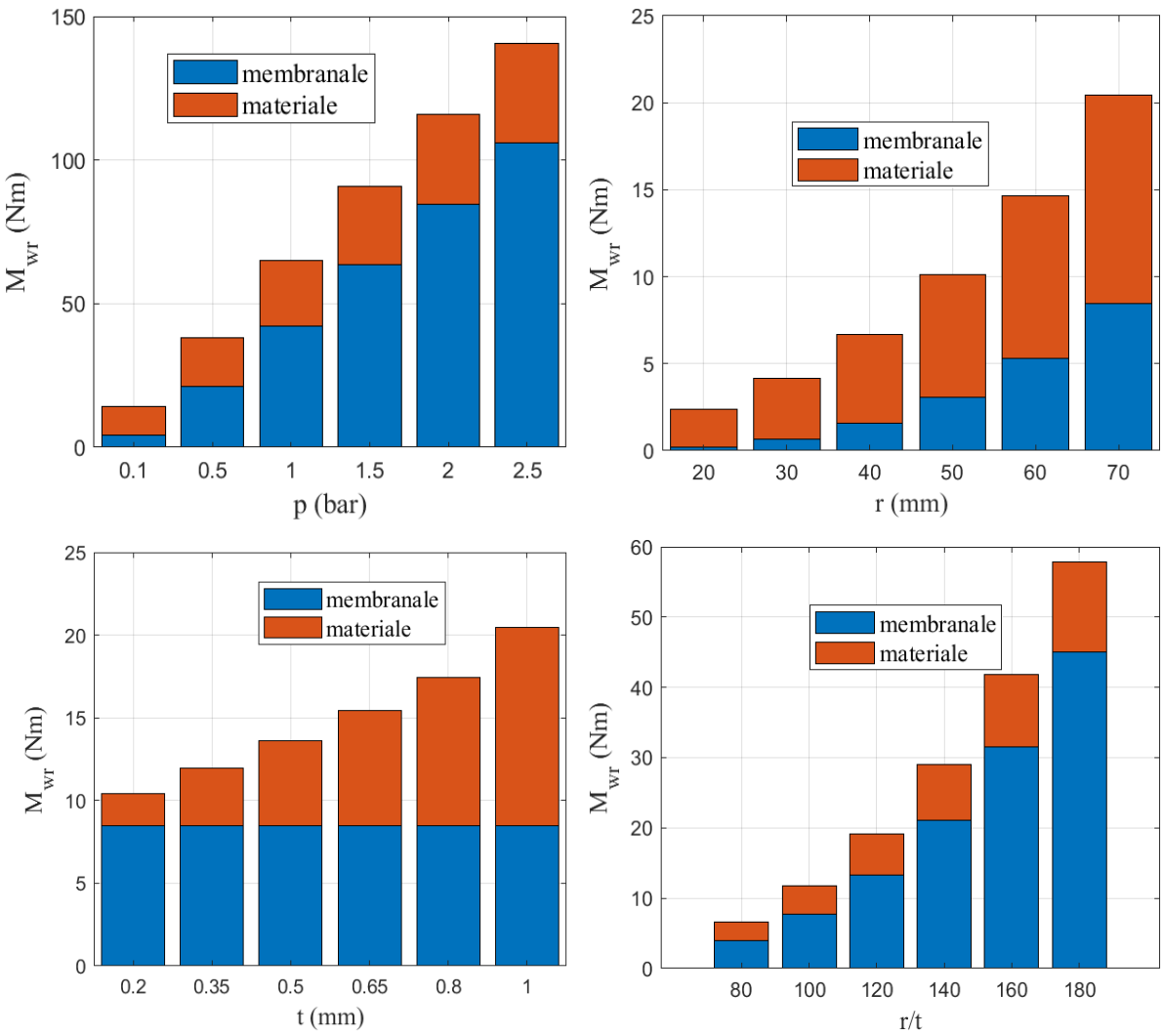


Figure 44 Effetto della variazione di p (in alto a sinistra), r (in alto a destra), t (in basso a sinistra), r/t (in basso a destra)

E' stato trascurato l'effetto di ν in quale, entro valori comuni, non comporta variazioni apprezzabili nel valore di M_{wr}. Dall'esame di Figure 44 e Figure 45 si possono trarre le seguenti conclusioni:

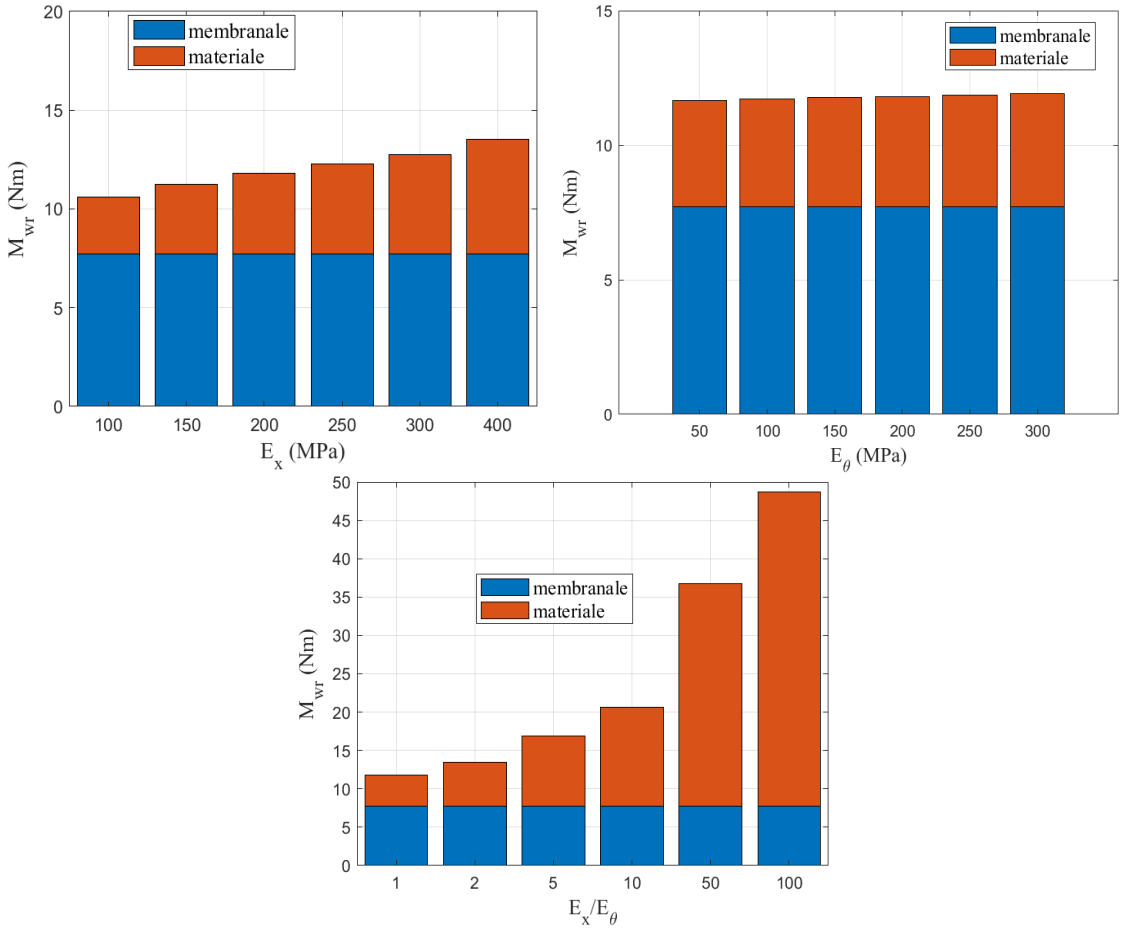


Figure 45 Effetto della variazione del materiale, nello specifico E_x(in alto a sinistra), E_θ (in alto a destra), E_x/E_θ (in basso)

- E_x ha un effetto poco marcato, mentre E_θ è quasi ininfluente nella sua variazione (un raddoppio di E_θ provoca un aumento di $0.1\ Nm$ di M_{wr});

- Il raggio r del link ha un effetto importante su entrambi i contributi e la dipendenza non è lineare: la parte del materiale ha un effetto più pronunciato (in percentuale) per raggi piccoli, mentre il contributo membranale assume via via più importanza per raggi più grandi;

- Lo spessore t incide unicamente sul contributo del materiale, con una dipendenza poco più che lineare;

- La pressione p ha un effetto poco meno che lineare su M_{wr}; la parte del materiale è preponderante per pressioni basse, mentre assume via via più

rilevanza la parte membranale all'aumentare della pressione. Il contributo del materiale non è molto influenzato dalla variazione di p.

Si può quindi concludere che il contributo membranale sul momento di wrinkling è tanto più importante quanto più la parete è sottile, ovvero r/t è elevato, e quanto più la pressione è elevata. Inoltre, i parametri che influenzano maggiormente M_{wr} sono la pressione di gonfiaggio p e il raggio del link r: se ne può dedurre che in esercizio il controllo della pressione deve essere abbastanza accurato, pena il rischio di avere problemi di wrinkling, ad esempio, durante i transitori.

2.4 Modello di Veldman – Calcolo della linea elastica e freccia massima

Facendo riferimento alla (13) e alla (14) è possibile, attraverso una doppia integrazione, ricostruire l'equazione della linea elastica della trave e, di conseguenza, determinarne la freccia a fronte di un certo carico. In Appendice A è riportato il codice MATLAB di una funzione che permette il calcolo della linea elastica secondo il modello di Veldman.

Si prende come esempio una trave gonfiabile isotropa con i seguenti parametri nominali:

$L = 500\ mm,\ r = 50\ mm,\ t = 0.5\ mm,\ E_x = 200\ MPa,\ E_\theta = 200\ MPa,\ \nu = 0.2,\ p = 0.5\ bar$

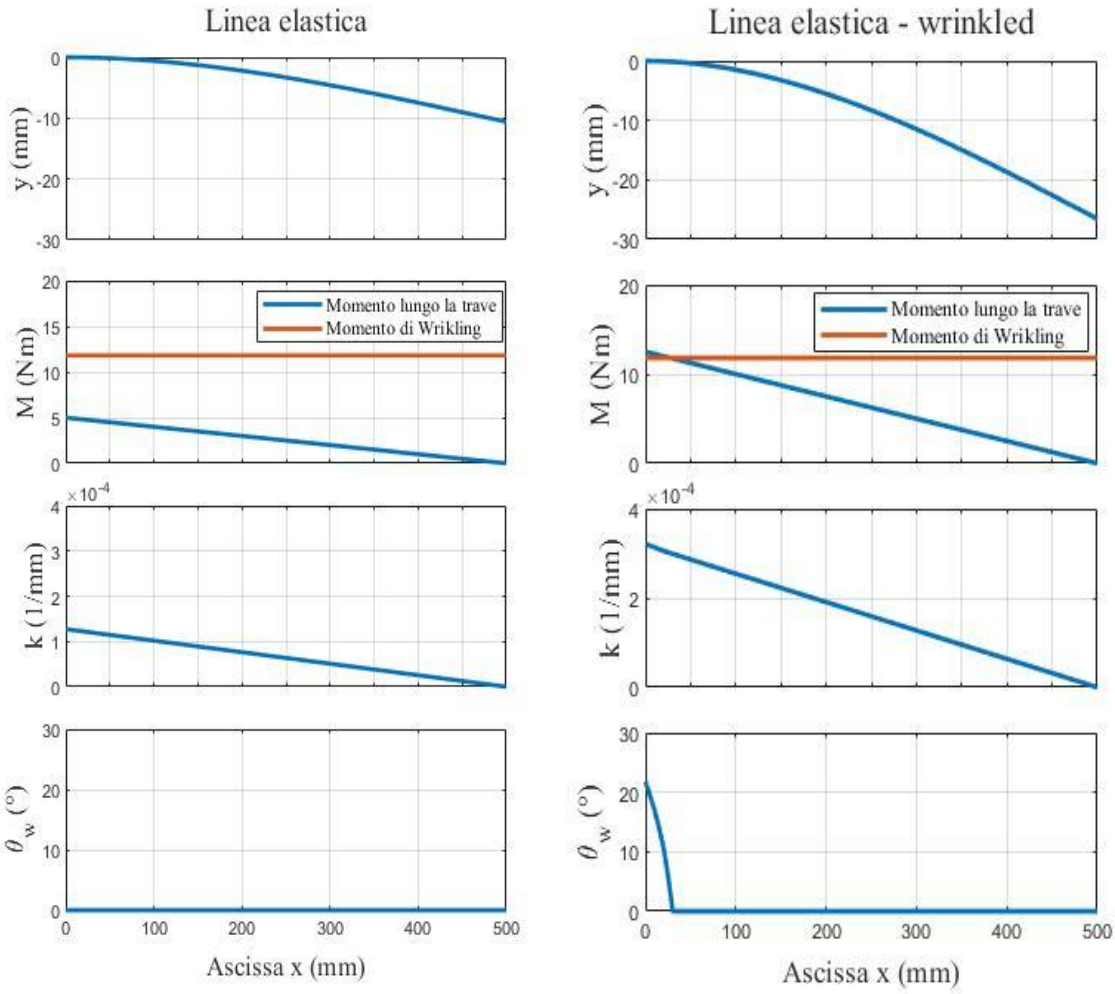


Figure 46 Rappresentazione della deformata, del momento flettente, della curvatura e dell'angolo di wrinkling in funzione dell'ascissa

In Figure 46 si può apprezzare la differenza tra la deformata (e di conseguenza della freccia massima) di una trave per un carico inferiore al carico di wrinkling e per un carico superiore al carico di wrinkling. A sinistra si osserva che il momento flettente lungo la trave non supera mai il momento di wrinkling $M_{wr} = 11.8\ Nm$, perciò la curvatura è direttamente proporzionale al momento flettente e l'angolo di wrinkling è nullo ovunque: non ci sono pieghe. In questo caso il carico flettente massimo è di circa $Q_{wr} = \frac{M_{wr}}{L} = 23.6\ N$.

A destra, invece, si può notare che il momento flettente teorico supera M_{wr} nel tratto che va dall'incastro fino ad un'ascissa pari a $x = 30\ mm$: in quel tratto l'angolo di wrinkling è non nullo, è massimo per $x = 0\ mm$ e si annulla per $x =$

30 mm; in quel tratto la curvatura ha un andamento non lineare, e pertanto si discosta dalla trattazione classica di de Saint Venant per la trave incastrata.

L'integrazione lungo l'ascissa viene svolta numericamente con una discretizzazione pari a $N = 100$ suddivisioni dell'ascissa: questo numero è stato

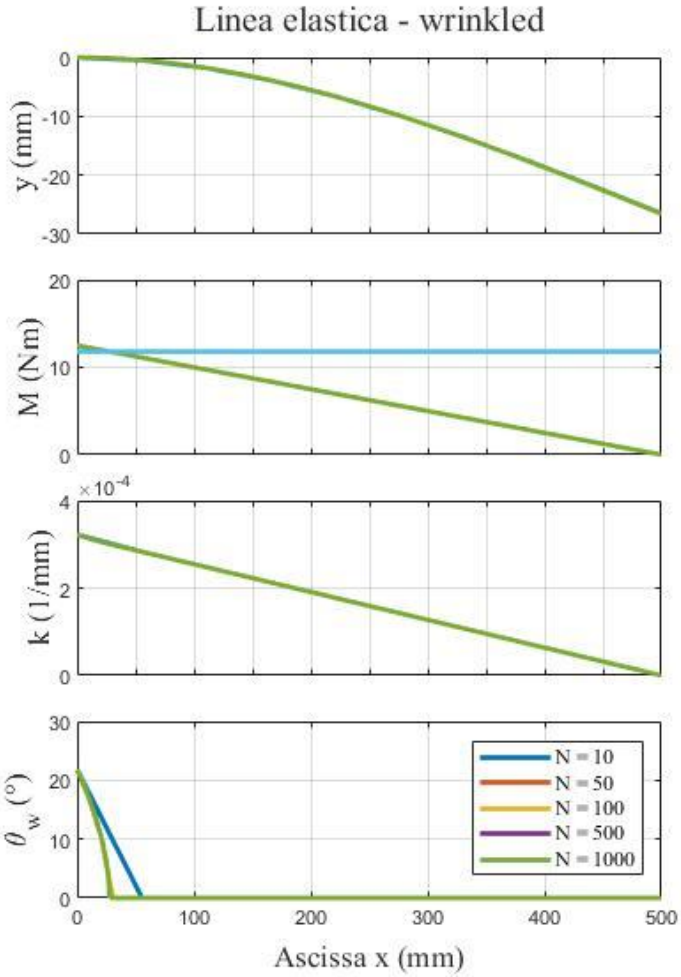


Figure 47 Effetto della discretizzazione sul calcolo della linea elastica

scelto come compromesso tra tempo di calcolo e accuratezza; si può vedere in Figure 47 come già con $N = 50$ la differenza con discretizzazioni più fitte è ampiamente trascurabile anche per la previsione della lunghezza di wrinkling (ovvero la distanza tra l'incastro e l'ultima piega).

Spesso, d'altra parte, non è necessario conoscere tanto la forma esatta della struttura deformata quanto il valore dello spostamento in punta a fronte di un certo carico. Di seguito si commentano dei grafici che legano il carico di flessione in punta alla freccia in funzione della variazione dei parametri di progetto.

2.4.1 Variazione della pressione

Come si può dedurre da Figure 48, l'aumento della pressione di gonfiaggio provoca l'aumento del carico massimo applicabile, lasciando inalterato il modulo di resistenza rappresentato dalla pendenza del tratto lineare della curva; il carico di wrinkling Q_{wr} che corrisponde alla formazione della prima piega nella sezione d'incastro è indicato con una linea tratteggiata per ogni curva. Si può apprezzare inoltre il comportamento non lineare della trave: per carichi superiori a Q_{wr} accade che un piccolo aumento della forza di flessione corrisponde a un grande aumento della deformazione, e questo continua fino a che non si arriva a collasso (fine delle curve). La rotazione della sezione finale della trave mostra un andamento simile a quello della freccia (Figure 49, assi invertiti). E' interessante osservare che l'aumento della pressione comporta sia un aumento del carico massimo sia un aumento dello spostamento verticale risultante della sezione estremale. Inoltre dalla Figure 50, sinistra appare evidente che, dato un certo carico imposto, esiste un valore massimo di pressione oltre al quale non si ottiene alcun cambiamento nella freccia massima, mentre a destra si può avere una stima dell'andamento della pressione minima di gonfiaggio in funzione del carico applicato all'estremità in modo da non incorrere in wrinkling.

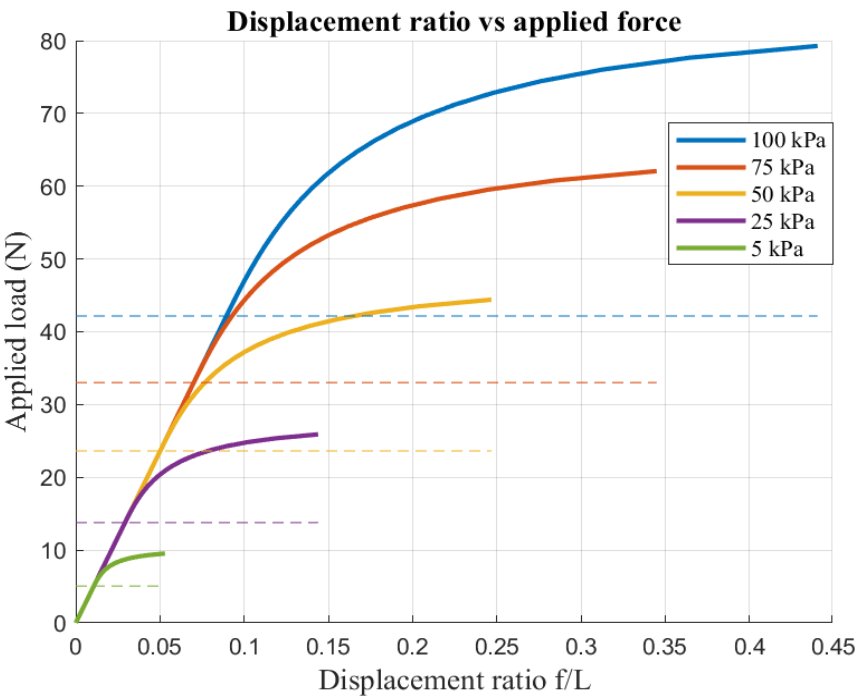


Figure 48 Effetto della variazione della pressione suulla curva forza/spostamento

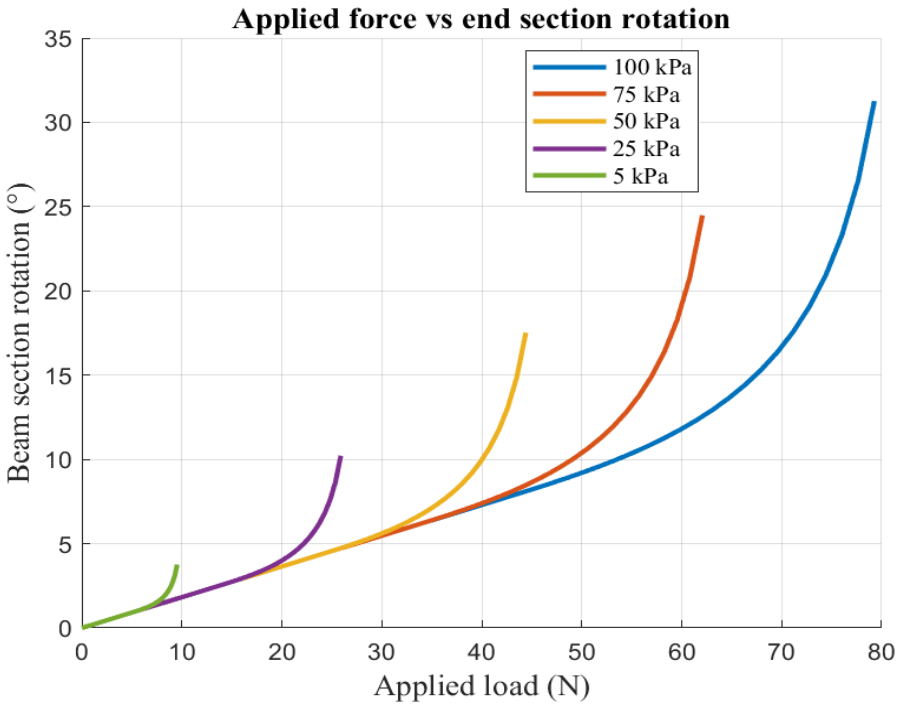


Figure 49 Effetto della pressione di gonfiaggio sulla rotazione della sezione estremale

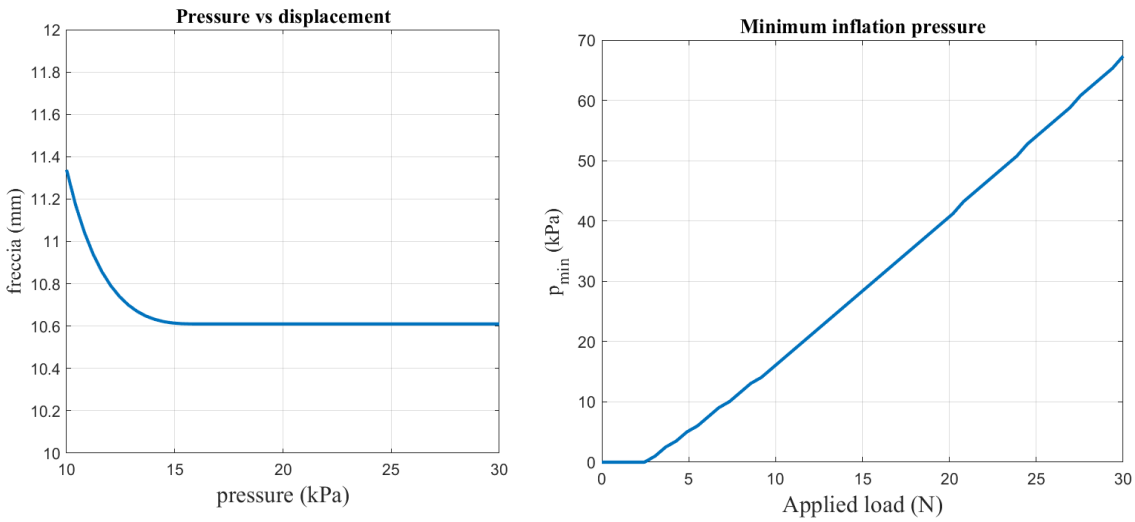


Figure 50 Sinistra: Saturazione della freccia massima all'aumentare della pressione. Destra: Minima pressione di gonfiaggio per non incorrere in wrinkling in funzione del carico

2.4.2 Variazione del rapporto r/t

In Figure 51, sinistra, si può invece osservare come l'aumento del raggio produca una variazione del modulo di rigidezza della trave e, al contrario di quanto capita con la pressione, una diminuzione della freccia massima al collasso; la trave

risulta più rigida ed è meno soggetta a spostamenti verticali. In Figure 51, destra, si può apprezzare invece l'effetto dell'aumento di spessore sul carico di wrinkling.

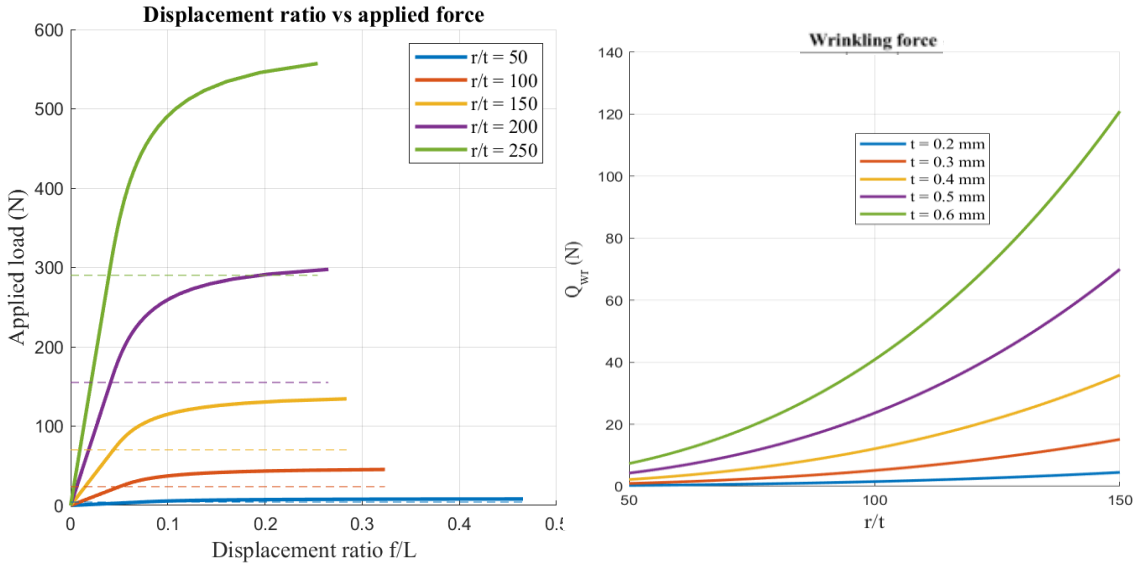


Figure 51 Variazione del rapporto r/t (sinistra) e dello spessore (destra)

2.4.3 Variazione del rapporto E_x/E_θ

Dall'esame di Figure 52, sinistra, si osserva come l'aumento del modulo longitudinale comporta l'aumento del modulo di rigidezza della trave e la diminuzione della freccia massima. Inoltre da Figure 52, destra, si evince come, stabilito un certo E_x, esiste un valore massimo di anisotropia oltre al quale un aumento dell'anisotropia stessa non produce risultati significativi in termini di aumento del carico di wrinkling.

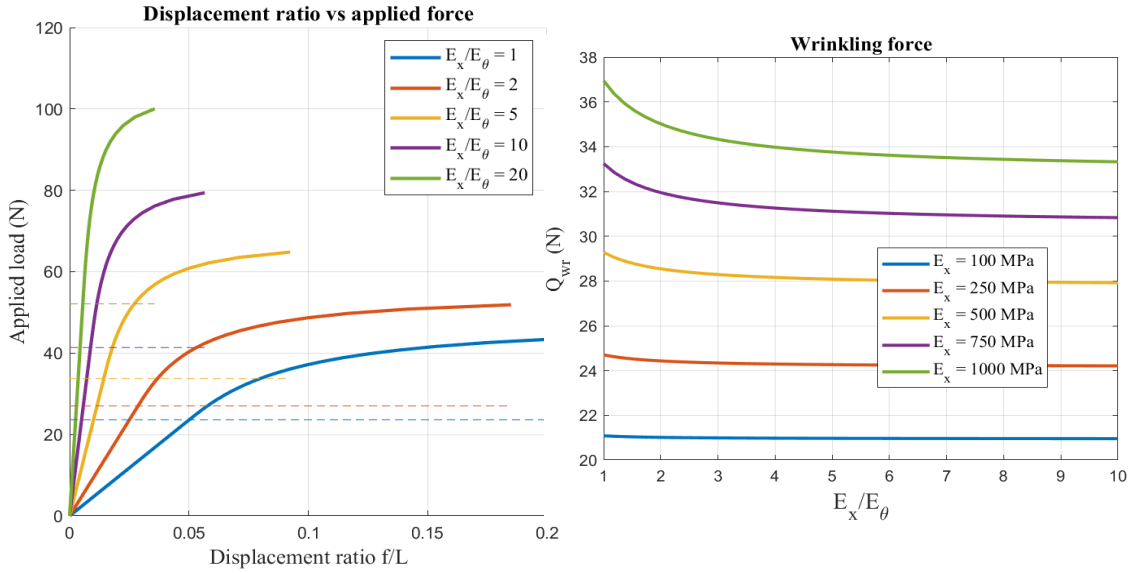


Figure 52 Effetto della variazione di E_x/E_θ (sinistra) e di E_x (destra)

2.5 Osservazioni generali e indicazioni per il progetto

Il modello di Veldman, come si è visto, permette di prevedere il comportamento di una trave gonfiabile in funzione della scelta delle geometrie (r, t, L), della pressione di gonfiaggio p e della scelta del materiale. In un'applicazione di progetto ci si attende che sia nota almeno una stima della lunghezza della trave L e il carico applicato all'estremità Q; a partire da questo è possibile operare come segue:

- La *pressione di gonfiaggio* p viene scelta in maniera da garantire che nel worst case la trave non incorra in wrinkling: esiste infatti un valore minimo (come mostrato in Figure 50, sinistra) al di sotto del quale si formeranno delle pieghe. Un aumento della pressione può essere previsto per ragioni di sicurezza, ma essa non influisce significativamente sulla rigidezza flessionale della trave (Figure 49);

- La scelta del *materiale* solitamente è dettata da ragioni di resistenza ai fattori ambientali quali esposizione agli UV, abrasione, attacco da ossigeno atomico (caso applicazione spaziale); in generale si è visto però che l'effetto strutturale di E e dell'anisotropia E_x/E_θ è meno marcato rispetto agli altri fattori;

- Il *dimensionamento* strutturale vero e proprio può essere definito, in linea di massima, come la scelta del valore del raggio r e dello spessore t; quest'ultimo può essere stimato indicativamente a partire dal tipo di materiale scelto e dagli spessori in commercio, mentre su r un vincolo può essere costituito dall'ingombro diametrale del link.

Alcuni vincoli di progetto in cui si può incorrere sono l'ingombro diametrale, che limita il valore di r, e la massa totale della trave; una volta fissata la pressione e il raggio massimo, è possibile variare lo spessore finché non si raggiunge la rigidezza richiesta col materiale scelto. Qualora ciò non fosse possibile, si può inteevenire sul materiale modificandone l'anisotropia; questo si può fare adottando materiali compositi, come ad esempio fibre + coating, coi quali è possibile gestire l'anisotropia orientando opportunamente le fibre per variare il modulo elastico nelle due direzioni assiale e circonferenziale. Come questo può essere fatto è argomento del prossimo capitolo.

Capitolo 3

Materiali compositi

Dalla seconda metà del Novecento ai giorni nostri l'impiego sempre più diffuso dei materiali compositi ha permesso lo sviluppo di strutture sempre più leggere e resistenti grazie ai notevoli pregi che questi materiali presentano, fra i quali la leggerezza, l'elevato rapporto resistenza/peso, la facilità di fabbricazione di geometrie complesse, la riduzione del numero di componenti e, non ultimo, le innumerevoli combinazioni tra materiali diversi che permettono al progettista di conferire le proprietà desiderate ad un oggetto. Anche in ambito spaziale i compositi sono impiegati in larga scala, come ad esempio per la costruzione di stati di razzi in carbonio/epossidica, o per il Multi-Layer Insulation. In questo lavoro la necessità dell'esame delle proprietà dei materiali compositi deriva dal fatto che la maggior parte delle strutture gonfiabili avanzate che sono state sviluppate finora sono realizzate in materiale composito [74]: difatti i tessuti impregnati, o *coated fabrics*, sono essi stessi compositi, e occorre conoscere i metodi adeguati per stimarne le proprietà in fase di progetto.

3.1 Compositi: natura e classificazioni

Un materiale composito è formato in generale dalla combinazione di due o più materiali distinti che vengono uniti a formare un nuovo materiale con proprietà migliorate [75]; questi due componenti non sono solubili né miscibili l'uno nell'altro e formano due fasi ben distinte anche dopo la messa in opera. Uno degli esempi di materiale composito più diffuso in natura è il legno che è composto da fibre di cellulosa immerse in una matrice di lignina.

Solitamente le due fasi di un composito si differenziano in base alla forma che assumono, che può essere continua o discontinua, e vengono chiamate rispettivamente [76]:

- *Matrice*: fase continua di un composito, la cui funzione principale è di fare da supporto al rinforzo. Solitamente è il costituente meno resistente, cionondimeno necessario per garantire al rinforzo una sufficiente protezione e comportamento meccanico ottimale. Può essere in materiale ceramico (come il calcestruzzo), metallico o polimerico;

- *Rinforzo*: fase variamente discontinua, è quello che influisce maggiormente sulle proprietà meccaniche del composito, poiché solitamente è la fase più resistente. La sua funzione principale consiste nell'opporre resistenza ai carichi esterni. Può essere metallico (es. tondini del cemento armato), ceramico (fibre di carbonio) o polimerico.

A seconda della morfologia del rinforzo, i compositi possono essere classificati secondo:

- *Tipo di rinforzo*: si distinguono compositi rinforzati con fibre continue, fibre corte, con particelle o con whiskers;

- *Configurazione del rinforzo*: compositi a rinforzo unidirezionale, bidirezionale o bulk-composites.

Un impiego sempre più capillare lo stanno trovando i compositi fibrorinforzati a matrice polimerica, materiali la cui matrice è un polimero termoplastico o termoindurente nel quale sono state annegate delle fibre di materiale opportuno. Questi compositi sono particolarmente interessanti poiché sono molto leggeri, resistenti e permettono una progettazione "su misura" delle proprietà del materiale;

d'altra parte, rispetto ai metalli, presentano maggiori problemi riguardo ai costi, alla facilità di messa in opera e di degrado da parte degli agenti atmosferici. In questo capitolo ci si concentra prevalentemente su questi tipi di compositi.

I materiali sotto forma di fibre hanno sovente caratteristiche meccaniche migliori rispetto alla loro forma "3D", e ciò giustifica il largo impiego delle fibre (Figure 53); questo accade perché le catene polimeriche, durante la lavorazione (ad esempio filamento del fuso come per il Kevlar), sono allineate lungo la direzione della fibra e non casualmente come in un processo di iniezione, pertanto forniscono una maggiore rigidezza e resistenza lungo questa direzione. Questo consente loro di raggiungere valori molto elevati di E/ρ ed σ/ρ, superiori a quelli riscontrabili ad esempio in un acciaio. In Tabella 14 sono riportate, a titolo d'esempio, le proprietà meccaniche di alcuni laminati comuni a matrice epossidica e 50% in peso di fibre unidirezionali (1D) o bidirezionali (2D) confrontate con quelle di un acciaio prestazionale e alluminio: si può notare che la rigidezza specifica E/ρ e il carico massimo specifico UTS/ρ possono raggiungere valori anche di cinque volte superiori a quelli dell'acciaio, cosa che consente un notevole risparmio in peso a pari prestazioni.

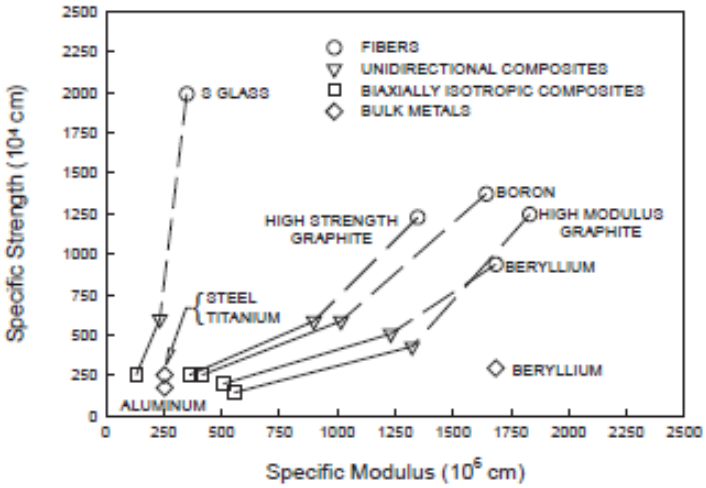


Figure 53 Mappa della resistenza e rigidezza specifica per alcuni materiali comunemente adoperati per realizzare compositi [75].

I materiali adoperati per strutture gonfiabili sono spesso, come più volte riportato, tessuti impregnati da una matrice polimerica elastomerica o termoplastica, e quindi si possono a pieno titolo classificare come *compositi*, in cui la matrice (o coating) è l'elemento impermeabilizzante e protettivo, mentre il

rinforzo è costituito dal tessuto. Inoltre, la loro geometria prevalentemente planare consente di classificarli in maniera più specifica come *compositi laminati*, presentati più avanti.

Tabella 14 Proprietà meccaniche di laminati fibrorinforzati, V_f =50%, a matrice epossidica[5]

	Carbonio HM 1D	Carbonio HM 2D	Vetro E 1D	Vetro E 2D	Kevlar 1D	Acciaio S97	Al
$E_1\ (GPa)$	175	85	40	25	75	207	72
$E_2\ (GPa)$	10	85	8	25	6	207	72
$UTS_x\ (MPa)$	1000	350	1000	440	1300	990	460
$\rho\ (g/cc)$	1.6	1.6	1.9	1.9	1.4	7.8	2.7
E_1/ρ	109	53	21	13	54	27	27
UTS/ρ	625	219	526	232	929	127	170

3.1.1 Fibre

Le fibre impiegate per la realizzazione di compositi strutturali, e in particolar modo dei laminati, sono di origine polimerica, ceramica o più raramente metallica (es. reti in alluminio). In particolare, le seguenti sono quelle più diffuse:

- *Fibre di vetro*: fibre inorganiche composte da silice, sono rigide, resistenti alla corrosione e chimicamente inerti, leggere ed economiche. Le forme più comuni sono il vetro-S e vetro-E, quest'ultimo più resistente. Soffrono molto i carichi a fatica, pertanto spesso sono impiegate con coefficienti di sicurezza elevati [77]; le fibre al quarzo, simili in composizione, sono invece molto più rigide, stabili anche a temperature intorno ai 900° e in ambienti corrosivi. Molto utilizzate in ambito aerospazio.

- *Fibre di carbonio*: inorganiche, molto resistenti, leggerissime, inerti chimicamente, si distinguono in due famiglie *PAV* e *pitch*. Le prime sono quelle più resistenti; le loro proprietà meccaniche dipendono criticamente

[5] Da http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp, URL consultato il 22/06/2021

dal trattamento termico. Non adatte per impieghi a temperature superiori ai 350°C, sensibili agli impatti, all'aggressione da AO e subiscono corrosione galvanica se a contatto con metalli.

- *Fibre aramidiche*: fibre organiche resistenti e leggere con un'elevata rigidezza specifica e ottima resistenza agli impatti. Molto sensibili agli UV, all'AO e al calore, tanto che la resistenza a 180°C è pari a un quinto di quella a 20°C. Note coi nomi commerciali di Kevlar e Twaron, sono molto utilizzate in ambito aerospazio.

- *Fibre polietileniche*: fibre organiche estremamente leggere, con una rigidezza specifica simile alle aramidiche, ma molto meno sensibili all'umidità; non adatte per temperature al di sopra dei 120°C. Note col nome commerciale di Spectra e Dynema.

Altri tipi di fibre sono quelle a base di *boro* (resistenti anche ad alte temperature), *ceramica* (es Al_2O_3, SiC), *basalto* (chimicamente inerti, resistenti, insensibili alle radiazioni).

La scelta della fibra va valutata anche in base alla sua compatibilità con la matrice desiderata: ogni fibra, durante la fabbricazione, viene ricoperta con un protettivo, detto *sizing*, che la protegge contro i danneggiamenti meccanici come l'abrasione e per favorire lo scorrimento delle fibre. Esso determina anche la compatibilità più o meno marcata con alcune matrici [77].

Una prima distinzione tra le fibre riguarda il loro sviluppo nel composito: si parla di compositi *a fibre continue* quando esse si sviluppano lungo tutta la lunghezza del laminato, *discontinue* altrimenti. Le fibre c. permettono di sfruttare al massimo le proprietà meccaniche del rinforzo, il quale sopporterà la maggior parte del carico; d'altra parte, la loro messa in opera spesso è difficoltosa se non impossibile, caso in cui si ricorre invece alle fibre d. prodotte tagliando le fibre stesse. L'impiego delle fibre d. rende il laminato meno resistente rispetto a uno fabbricato con fibre c. dal momento che il trasferimento del carico avverrà non più in prevalenza attraverso la fibra, ma all'interfaccia tra matrice e fibra, zona meccanicamente critica e complessa [75]; per tale motivo per alcuni sistemi fibra-matrice esiste una lunghezza minima raccomandata per la fibra.

In commercio le fibre si possono reperire assemblate in diversi formati, che si differenziano per la maniera con cui le fibre stesse sono organizzate tra loro. La scelta del formato dipende dall'applicazione, dalle proprietà richieste al composito, dalla lavorazione prevista e dai costi sostenibili. I formati più comuni sono [75]:

- *Tessuti 1D monoassiali*: costituiti da fibre disposte parallelamente l'una all'altra e tenute insieme. Possono essere *strand*, cavo di filatura non twistato formato da filamenti paralleli, *yarn*, composto da strand twistati, *roving*, filato ottenuto assemblando diversi strand e yarn. Il roving viene assemblato fino ad ottenere la desiderata densità per lunghezza del filato, misurata in TEX o Denari;

- *Tessuti 2D biassiali*: sono ottenuti intrecciando i filati lungo due direzioni perpendicolari in diverse configurazioni che conferiscono loro proprietà e nomi diversi. Possono essere: *tessuti non tessuti* composti da fibre corte o lunghe, disposte casualmente e tenute insieme da coating o adesivi, oppure *tessuti* ottenuti tramite tessitura di yarn nelle due direzioni chiamate *trama* e *ordito*; questi ultimi sono molto diffusi e a seconda del pattern di filatura prendono il nome di *plain, twill* e *satin*. Il *crimp* di un tessuto 2D quantifica l'ondulazione media degli yarn dovuta all'intreccio, e un valore elevato implica peggiori prestazioni meccaniche del composito. È anche possibile ottenere *tessuti uniassiali*, quindi anisotropi: la trama è di yarn strutturali, mentre l'ordito è di fili a basso costo che mantengono gli yarn in posizione (Figure 54).

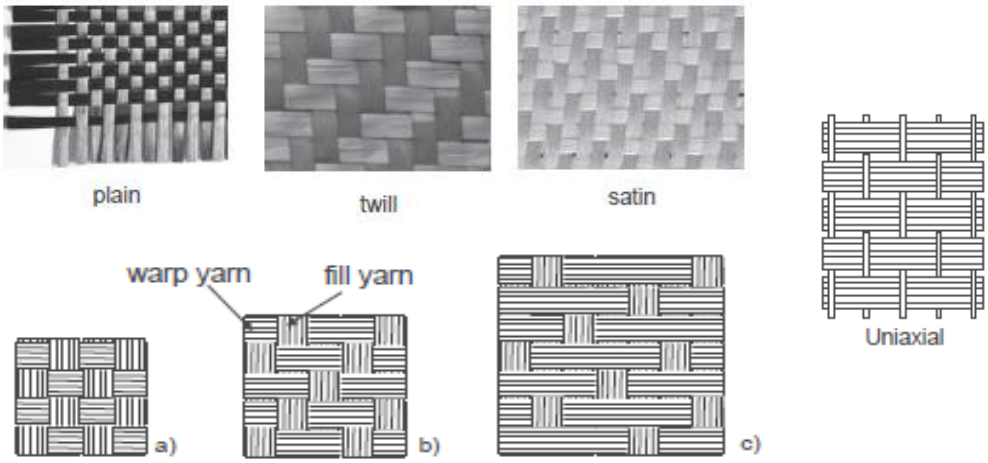


Figure 54 Foto e rappresentazione del pattern tessile di plain (a), twill (b) e satin (c). A destra tessuto biassiale

Lo studio delle proprietà meccaniche dei tessuti in funzione della loro configurazione prende il nome di *micromeccanica dei tessuti* [78].

3.1.2 Matrici

In un composito la matrice assolve a diverse funzioni: tiene insieme le fibre, trasferisce i carichi da una fibra all'altra e verso l'esterno, le protegge dall'abrasione e dagli agenti chimici; inoltre è essa che offre la resistenza maggiore alla tensione trasversale e alla tensione interlaminare di taglio.

La maggior parte dei compositi è fabbricata adottando *matrici polimeriche* o *PMC*. Queste identificano la resistenza del composito agli agenti ambientali dove si trova in esercizio, come ad esempio la temperatura massima d'esercizio, l'esposizione agli acidi, agli UV, la resistenza all'abrasione, oltre a determinare le proprietà elettriche e chimiche del composito. La scelta della matrice, pertanto, è condizionata sia dalla fibra e dal suo sizing, col quale deve essere chimicamente affine, sia dai requisiti funzionali del composito come aspetto e resistenza agli agenti esterni.

3.1.3 Compositi laminati

Una delle forme più comuni con cui si realizzano i materiali compositi è quella del *laminato*: esso è un insieme di diversi strati sovrapposti, detti *ply*, composti ciascuno da fibre impregnate nella matrice, disposte parallelamente l'una con l'altra; in ciascun ply, pertanto, la massima e la minima rigidezza e resistenza si ottengono rispettivamente lungo la direzione delle fibre e perpendicolarmente ad essa.

I vari ply possono presentare la stessa orientazione delle fibre, nel caso dei laminati unidirezionali, oppure averle disposte in maniera differente: in quest'ultimo caso si ottiene un laminato capace di reistere a stress multiassiali, a prezzo però di diminuire il rapporto resistenza/peso lungo una specifica direzione (Figure 55).

La previsione delle proprietà meccaniche di un laminato è oggetto della sezione seguente.

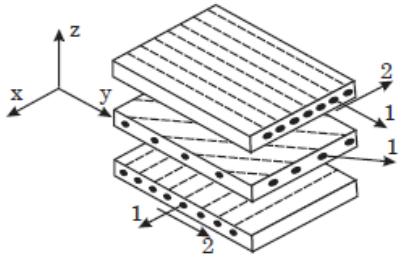


Figure 55 Schema di un laminato: si riconoscono i ply e le diverse orientazioni delle fibre [75].

3.2 Proprietà meccaniche dei compositi

Le proprietà meccaniche di un materiale composito sono diverse da quelle dei suoi componenti, e possono variare in maniera pressoché continua in funzione delle quantità relative di matrice e rinforzo.

3.2.1 Micromeccanica

La *micromeccanica* dei compositi permette di stimare le proprietà meccaniche del singolo ply attraverso la modellazione dell'interazione tra la fibra e la matrice, in maniera da correlare le caratteristiche dei due materiali attraverso relazioni cinematiche [78]: essa permette di quantificare sia la rigidezza sia la resistenza del composito. Si è osservato che la stima della rigidezza risulta spesso molto più accurata di quella della resistenza [75], pertanto spesso potrebbero essere necessarie delle campagne sperimentali per determinarla, campagne che sono lunghe e costose perché prevedono la rottura di molti provini per la caratterizzazione completa di un sistema fibra-matrice. Pertanto, spesso sono i fornitori stessi a riportare i valori di resistenza tabellati.

Essendo multifasico, le proprietà meccaniche di un composito variano da punto a punto; per le applicazioni d'interesse ingegneristico, lo studio puntuale del comportamento di matrice e fibra sarebbe troppo oneroso: si preferisce invece determinare delle proprietà globali utili alla progettazione. In particolare, un

metodo adottato comunemente consiste nell'isolare un certo volume rappresentativo del composito (RVE, Figure 59), stimare il suo comportamento rispetto agli altri RVE (stress all'interfaccia, deformazioni) e sostituirvi un elemento dello stesso volume, ma di materiale fittizio detto *equivalente omogeneo*: in questa maniera la singola lamina, multifasica, può essere integralmente sostituita da una identica ma in materiale omogeneo e anisotropo, le cui proprietà meccaniche dipendono dai costituenti della lamina, trascurando le loro variazioni all'interno del RVE stesso.

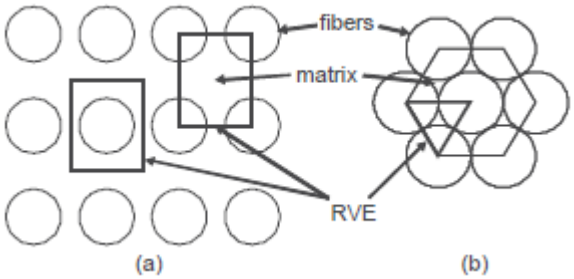


Figure 56 Schema semplificato della struttura di due laminati fibrorinforzati e rappresentazione del Representative Volume Element (RVE) [75].

Essa in ultimo permette di sostituire, per il calcolo strutturale, a un materiale eterogeneo un equivalente omogeneo, solitamente anisotropo: compito della micromeccanica, quindi, è fornire le caratteristiche meccaniche (rigidezza, resistenza etc) del *materiale equivalente omogeneo* associato al composito a partire dalle proprietà (note) dei suoi costituenti.

Sono presenti in letteratura diversi modelli di micromeccanica dei compositi [75], [78]: in questa sede si presenta quello più semplice basato sulla *frazione volumica* di fibra e matrice:

- Frazione volumica delle fibre $V_f = \frac{volume\ delle\ fibre}{volume\ totale}$
- Frazione volumica della matrice $V_m = \frac{volume\ della\ matrice}{volume\ totale}$

Di solito il calcolo della frazione volumica è meno agevole del calcolo delle masse dei componenti usate durante la fabbricazione, pertanto ai fini pratici si ricorre alla *frazione in massa* di fibre W_f e W_m; la densità del composito sarà data dalla:

$$\frac{1}{\rho_c} = \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m}$$

Si può allora scrivere: $W_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f, W_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m$, relazioni che permettono il calcolo delle frazioni in volume attraverso la semplice pesatura dei componenti. Alcuni accorgimenti e formule particolari si possono adottare per tener conto dell'eventuale presenza di vuoti (ASTM D2734) o per determinare la frazione in volume di una fibra a partire dalla sua grammatura [75].

Per il calcolo delle proprietà meccaniche di una lamina di solito ci si riferisce alle tre direzioni principali numerate come (Figure 57):

1- direzione parallela all'asse delle fibre
2- direzione perpendicolare alle fibre nel piano delle stesse;
3- direzione perpendicolare al piano delle fibre.

Un laminato rinforzato con fibre unidirezionali è un materiale ortotropo, ovvero presenta tre piani di simmetria: questo significa che sono necessari 9 parametri per caratterizzarlo dal punto di vista meccanico: facendo riferimento allaFigure 57, essi sono: $E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{13}, G_{23}, \nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$.

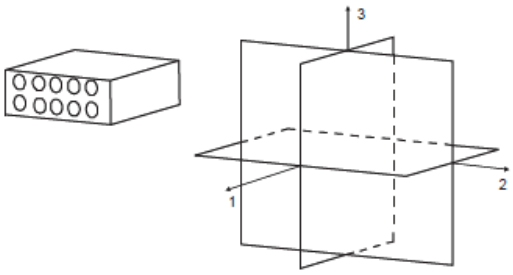


Figure 57 Schema delle direzioni principali in una lamina in composito [75].

3.2.1..1 Calcolo della rigidezza

Per la determinazione dei parametri di rigidezza di un laminato il modello semplificato qui esposto si basa sulla *regola delle miscele*, applicabile qualora siano rispettate le seguenti ipotesi:

1) sia la matrice che le fibre sono materiali isotropi le cui proprietà meccaniche sono caratterizzate completamente da due parametri (E e ν);

2) matrice e fibre presentano un comportamento lineare elastico alla Hooke;

3) non sono presenti difetti di struttura, disallineamenti delle fibre, microvuoti;

4) l'aderenza tra fibra e matrice è perfetta e non avviene scorrimento localizzato; questa ipotesi implica una condizione *isostrain* lungo la direzione delle fibre e *isostress* perpendicolarmente ad esse [75].

Si consideri il RVE di Figure 58: esso è un parallelepipedo di lamina, visto dall'alto, che comprende una fibra di lunghezza L (banda orizzontale al centro) a cui sono accostate due porzioni di matrice ognuna di larghezza pari alla metà della distanza media tra una fibra e l'altra. La ripetizione di questo volume lungo la direzione 1, longitudinale, e 2, trasversale, permette di ricostruire per intero la lamina; pertanto il RVE presentato è effettivamente rappresentativo del laminato.

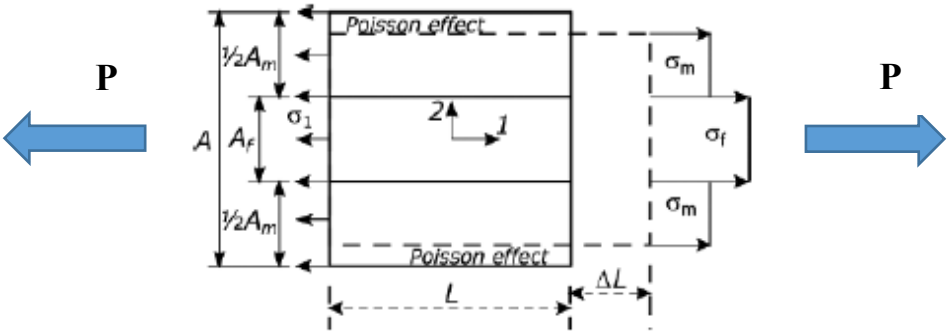


Figure 58 Schema del RVE per il calcolo della rigidezza. La banda mediana rappresenta una fibra, mentre le due bande sopra e sotto rappresentano entrambe una porzione di matrice di spessore pari alla metà della distanza media tra fibra e matrice [75].

Detta $\varepsilon_1 = \varepsilon_m = \varepsilon_f$ (ip. 4) la deformazione lungo l'asse 1 corrispondente a un carico P parallelo alle fibre, le tensioni agenti alle due estremità del RVE sulle superfici di fibra e matrice (A_f e A_m) valgono:

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_1 \qquad \sigma_m = E_m \varepsilon_1 \tag{16}$$

per cui, per l'equilibrio, $P = \sigma_1 A = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m$, dove σ_1 è la tensione equivalente del materiale omogeneo anisotropo equivalente lungo l'asse 1. Si avrà quindi:

$$\sigma_1 = \varepsilon_1 \cdot \left(E_f \frac{A_f}{A} + E_m \frac{A_m}{A}\right) = \varepsilon_1 \cdot \left(E_f V_f + E_m V_m\right) \tag{17}$$

La *rigidezza longitudinale* E_1 sarà quindi:

$$E_1 = E_f V_f + E_m\left(1 - V_f\right) \tag{18}$$

Risulta che la rigidezza longitudinale dipende linearmente dalla quantità di fibre nel composito; se $E_f \gg E_m$ si osserva che il secondo termine è meno influente: ciò

indica che il modulo longitudinale è una caratteristica che dipende prevalentemente dal tipo di fibra.

Per la *rigidezza trasversale* si fa riferimento all'ipotesi di *isostress*, si assume cioè che la tensione trasverale si trasmetta integralmente fra fibra e matrice, pertanto $\sigma_f = \sigma_m = \sigma_2$ (Figure 59); le deformazioni saranno rispettivamente

$$\varepsilon_f = \frac{\sigma_2}{E_f} \qquad \varepsilon_m = \frac{\sigma_2}{E_m} \tag{19}$$

Queste sono applicate su una lunghezza rispettivamente di $V_f W$ e $V_m W$ del RVE, mentre la deformazione equivalente interessa tutta la lunghezza W del RVE; pertanto $\varepsilon_2 W = \varepsilon_f V_f W + \varepsilon_m V_m W$, che può essere anche scritta come

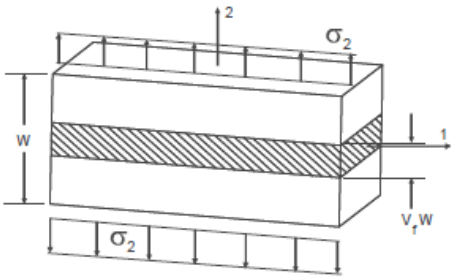


Figure 59 RVE e nomenclatura per il calcolo della rigidezza trasversale [75].

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_f} V_f + \frac{\sigma_2}{E_m} V_m = \frac{\sigma_2}{E_2} \tag{20}$$

dalla quale si ottiene la *regola inversa delle miscele*:

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \tag{21}$$

Si osserva che, al contrario di E_1, il valore del modulo trasversale è fortemente condizionato dalle proprietà meccaniche della matrice. Nella pratica [75] è stato constatato come il valore di E_2 determinato in questa maniera sia molto conservativo, pertanto esistono in letteatura proposte di diversi modelli alternativi per la sua determinazione, i quali d'altronde contengono dei parametri ottenibili solamente da prove sperimentali sul laminato, come la relazione Halpin-Tsai [79].

Il *modulo di Poisson* nel piano è definito come $\nu_{ij} = -\frac{\varepsilon_j}{\varepsilon_i} = -\frac{(deformazione\ ottenuta)}{deformazione\ applicata}$. Si può dimostrare che anche nel piano 12 vale la regola delle miscele:

$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \tag{22}$$

Solitamente il modulo di Poisson delle fibre non è di facile determinazione; dato che gli effetti di ν spesso sono secondari, in prima approssimazione è uso adoperare un modulo ν_f simile a ν_m.

Anche per la *rigidezza trasversale* nel piano vale la regola inversa delle miscele:

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_m}{G_m} + \frac{V_j}{G_f} \tag{23}$$

Per il *modulo di taglio interlaminare* G_{23} esistono invece delle formule semi-empiriche basate a loro volta sulla regola delle miscele. Per i materiali *trasversalmente isotropi*, che hanno asse di simmetria coincidente con la direzione delle fibre, le direzioni 2 e 3 sono equivalenti, e quindi si ha $G_{13} = G_{12}$. Per una trattazione di dettagli sui moduli di resistenza trasversali e i modelli adottati si rimanda comunque a Barbero [75], dove sono anche presentati i metodi semplificati per la determinazione delle altre proprietà del composito quali l'igroscopicità, coefficienti di espansione termica, capacità termica ed altri.

3.2.1..2 Calcolo della resistenza

A seconda di come un laminato viene sollecitato, si possono definire diversi valori di resistenza, come riportato in Figure 60.

Come già affermato, il modo migliore di determinare la resistenza di un composito è la prova sperimentale. I valori ottenuti attraverso il modello semplificato di micromeccanica basato sulla regola delle miscele sono problematici poiché:

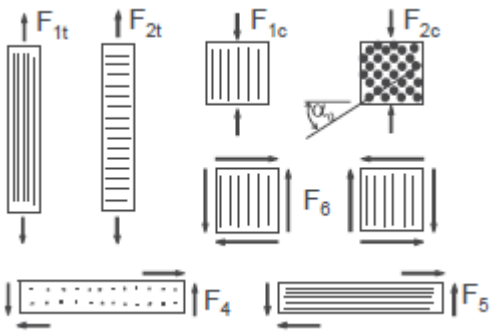


Figure 60 Schema delle diverse prove meccaniche per caratterizzare un composito unidirezionale [75].

- Richiedono la conoscenza di caratteristiche di fibra e matrice che sono diverse da quelle del materiale esteso come la resistenza a trazione;

- Spesso le caratteristiche apparenti sono fornite attraverso un calcolo all'indietro di esse a partire dai dati sperimentali;

- Le proprietà apparenti non sono più valide quando un costituente cambia o quando varia il processo di lavorazione.

Dato che una estesa campagna sperimentale non è sempre possibile, usualmente si procede in questa maniera:

1) Si effettua una prova di resistenza per un singolo valore di V_f;

2) A partire da questa si estrapolano i valori delle proprietà apparenti attraverso le formule della micromeccanica;

3) Una volta determinati, i valori si utilizzano per predire la resistenza per valori di V_f diversi *solo qualora il processo di fabbricazione non cambi.*

Le ipotesi semplificative per il modello delle miscele per il calcolo della resistenza si possono così riassumere:

1) Il carico a rottura delle fibre è uniforme e vale F_{ft} in ogni dirrezione. Questo non è sperimentalmente verificato in quanto si è osservato che in uno yarn esso segue una distribuzione di Weibull [75].

2) Matrice e fibre hanno un comportamento lineare fino alla rottura. Per quanto ciò possa valere in parte per le fibre, non è corretto per la maggior parte dei polimeri impiegati come matrice, i quali presentano un comportamento viscoelastico o viscoplastico.

3) Le fibre sono più fragili della matrice. Questo vale in molti casi; una notevole eccezione è la fibra di vetro-E, la quale presenta un elevato allungamento a rottura.

4) Le fibre sono più rigide della matrice. Vale per tutti i polimeri; perde di validità per compositi a matrice ceramica o metallica o per fibre naturali (es. lino).

Dato che il composito è formato da componenti non miscelate tra loro, ognuna presenta un suo modo proprio di rottura; difatti l'andamento della curva stress-strain è diverso tra matrice e fibra (Figure 61). E' necessario quindi scegliere un *criterio di rottura* o di *fuori-servizio* per il composito in esame.

Si può assumere che il composito si rompa quando lo stress nelle fibre raggiunge il valore di rottura F_{ft}: le fibre non reggono più il carico (ip. 1), il quale viene traferito

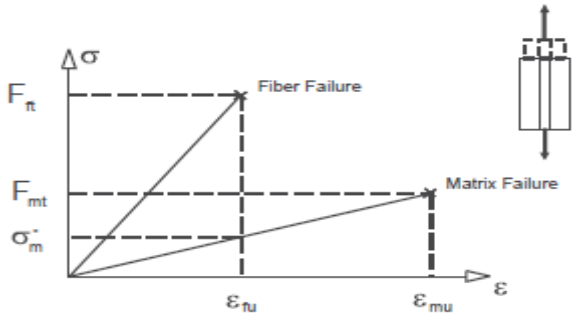


Figure 61 Curva stress-strain lineare di una fibra e una matrice per determinare il criterio di rottura [75].

interamente alla matrice che non può a sua volta sopportarlo; l'allungamento a rottura ε_{1t} del materiale equivalente sarà quindi uguale all'allungamento a rottura delle fibre ε_{fu}. Questo è inferiore all'allungamento della matrice, la quale non sarà ancora collassata (da ipotesi 3).

La *resistenza_longitudinale* si può determinare in maniera analoga ad E_1: sotto l'ipotesi *isostrain* si ha $\varepsilon_1 = \varepsilon_f = \varepsilon_m$. Imponendo l'equilibrio alla traslazione lungo 1 si ha $\sigma_1 A = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m$. Dividendo per la superficie A si ottiene l'equazione degli stress medi:

$$\sigma_1 = V_f \sigma_f + (1 - V_f)\sigma_m \tag{24}$$

σ_1 è la tensione fittizia agente sulla superficie laterale del RVE del materiale equivalente omogeneo. La tensione di rottura equivalente F_{1t}, per quanto detto sopra, può essere scritta allora come:

$$F_{1t} = F_{ft} V_f + \sigma_m^* (1 - V_f) \tag{25}$$

dove σ_m^* è lo stress nella matrice corrispondente ad un allungamento $\varepsilon_m = \varepsilon_f$, che vale (in base a Figure 61)

$$\sigma_m^* = F_{ft} \cdot \frac{E_m}{E_f} \tag{26}$$

Pertanto:

$$F_{1t} = \left[V_f + \frac{E_m}{E_f}(1 - V_f) \right] \cdot F_{ft} \tag{27}$$

Si osserva come, sotto le ipotesi 1-4, si ottiene che il carico di rottura del composito sia strettamente dipendente dalla resistenza delle fibre e ciò implica che la matrice

non sia in grado di sopportare sforzi oltre quel limite: questo non si verifica per valori molto bassi di V_f, dove la matrice può ancora sopportare dei carichi oltre la rottura delle fibre. Per determinare il carico di rottura in questo caso si assume che il materiale sia composto da una matrice e da delle cavità in corrispondenza delle fibre (le quali, dopo il collasso, non sopportano più carico); si avrà quindi:

$$F'_{1t} = F_{mt}(1 - V_f) \tag{28}$$

Nel grafico di Figure 62 si riportano le due equazioni di F_{1t} e F'_{1t} per compositi con rispettivamente alti e bassi valori di V_f: il punto di intersezione tra le due curve costituisce il limite inferiore e superiore di applicazione dei due modelli.

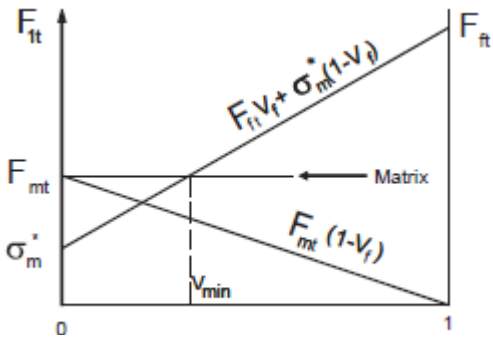


Figure 62 Carico di rottura per laminati ad alta e bassa presenza di fibre [75].

Sempre da Figure 62 si può dedurre che esiste un valore minimo di V_f per il quale si ottiene un aumento di resistenza del composito rispetto all'utilizzo della sola matrice: tale limite si ottiene in corrispondenza dell'intersezione della curva F_{1t} con la resistenza della matrice F_{mt}, e vale

$$V_{f,min} = \frac{F_{mt} - \sigma_m^*}{F_{ft} - \sigma_m^*} \tag{29}$$

Osservazione: spesso i falori di F_{ft} riportati in letteratura sono molto elevati (migliaia di GPa); essi si riferiscono a prove fatte su fibre singole in condizioni ideali. Nella realtà, il processo di fabbricazione comporta un danneggiamento delle fibre, pertanto occorre sempre utilizzare i valori di F_{ft} calcolati all'indietro dai dati sperimentali attraverso le formule sopra presentate.

Attraverso dei modelli semi-empirici è possibile inoltre ricavare altri valori di resistenza, come la *resistenza a compressione*, la *resistenza trasversale*, la *resistenza a taglio planare*, per i quali si rimanda a Barbero [75].

3.2.2 Meccanica delle lamine

A partire dalla stima delle proprietà meccaniche del materiale omogeneo equivalente attraverso i metodi della micromeccanica, occorre utilizzarle stabilire le proprietà meccaniche della lamina in funzione per conoscerne il comportamento al variare della direzione di applicazione del carico; per far ciò occorre determinare la *matrice di rigidezza* della lamina.

Il sistema di riferimento adottato è quello naturale della lamina, avente la direzione 1 parallela alle fibre, la direzione 2 perpendicolare nel piano e 3 perpendicolare fuori dal piano (3 è il prodotto vettoriale di 1 e 2).

Si assume che la lamina sia molto sottile rispetto alla sua estensione: questo implica uno *stato di tensione piano* $\sigma_3 = 0$ e che le componenti di taglio e le relative deformazioni parallele all'asse 3 siano nulle: $\gamma_{13} = \gamma_{23} = 0$. Restano non nulle quindi σ_1, σ_2, $\tau_{12} = \sigma_6$.

Le equazioni di congruenza secondo Hooke sono:

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \nu_{21} \cdot \frac{\sigma_2}{E_2} \qquad \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \nu_{21} \cdot \frac{\sigma_1}{E_1} \qquad \gamma_6 = \frac{1}{G_{12}} \cdot \sigma_6 \tag{30}$$

che in forma matriciale diventano:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{\Delta} & \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & \frac{E_2}{\Delta} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = [Q] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} \qquad \Delta = 1 - \nu_{12}\nu_{21} \tag{31}$$

La matrice $[Q]$ rappresenta la *matrice di rigidezza* della lamina nel suo sistema di riferimento; essa dipende unicamente dalle proprietà meccaniche dei materiali. Si osserva che il valore della rigidezza lungo gli assi ortoganali 1 e 2 risulta aumentato dall'effetto del modulo di Poisson (infatti $\Delta < 1$).

Passando dalla lamina a un laminato, il sistema di riferimento "naturale" dipende dalla scelta del progettista, e viene indicato con (x, y); ogni lamina sarà variamente orientata, rispetto al sistema di riferimento del laminato, con un angolo θ positivo in senso antiorario a partire dalla direzione del laminato stesso (Figure 63).

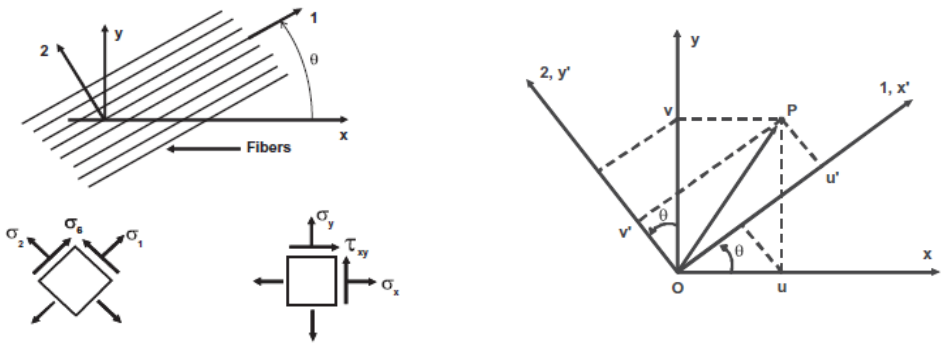


Figure 63 Sistema di riferimento e nomenclatura delle tensioni secondo la lamina (1,2) e secondo un sdr esterno (x,y) e trasformazione delle coordinate per rotazione θ

Le equazioni di trasformazione degli spostamenti u, v dal sistema lamina al sistema laminato sono:

$$\begin{cases} u' = m \cdot u + n \cdot v \\ v' = -n \cdot u + m \cdot v \end{cases} \qquad \begin{cases} x' = m \cdot x + n \cdot y \\ y' = -n \cdot x + m \cdot y \end{cases} \qquad m = cos\theta, n = sin\theta$$

Per determinare la matrice di trasformazione delle deformazioni occorre scrivere le espressioni di $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$ in termini di coordinate del sistema lamina attraverso la regola della catena, come per esempio (si esplicita solamente ε_x, le altre due ε_y e γ_{xy} hanno espressione analoga):

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u}{\partial x'} \cdot \frac{\partial x'}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y'} \cdot \frac{\partial y'}{\partial y} \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} = \cdots \quad \gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \cdots \quad (32)$$

Invertendo le relazioni si può giungere alla seguente scrittura:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{1}{2}\gamma_{xy} \end{Bmatrix} = [T] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{1}{2}\gamma_{xy} \end{Bmatrix} \qquad (33)$$

dove $[T] = [T(\theta)]$ è la matrice di trasformazione. Introducendo la matrice $[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$ si può scrivere:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = [R][T][R^{-1}] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \tag{34}$$

Anche le tensioni si traformano secondo la matrice $[T]$:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} \tag{35}$$

Pertanto, chiamando $[\overline{Q}]$ la matrice di rigidezza della lamina nel sistema di riferimento del laminato, si ha:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = [T^{-1}] \cdot [Q] \cdot [R] \cdot [T] \cdot [R^{-1}] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = [\overline{Q}] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \tag{36}$$

Ovvero si può anche scrivere, osservando che $[R] \cdot [T] \cdot [R^{-1}] = [T]^{-T}$:

$$[\overline{Q}] = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [T]^{-T} = [T(-\theta)] \cdot [Q] \cdot [T(-\theta)]^T \tag{37}$$

Per ogni lamina si può quindi definire una matrice di rigidezza $[Q]$, una matrice di trasformazione $[T]$ e una matrice di rigidezza trasformata nel sistema di riferimento esterno del laminato $[\overline{Q}]$. In Figure 64 una rappresentazione polare del valore di E_x e E_y in una certa direzione θ: tracciando una retta (ad esempio a 30° dalla direzione 1 della lamina, verticale) si ottengono la rigidezza apparente longitudinale lungo quella direzione E_x e quella trasversale E_y, ottenute attraverso la matrice di cedevolezza $[S(\theta)] = [Q(\theta)]^{-1}$.

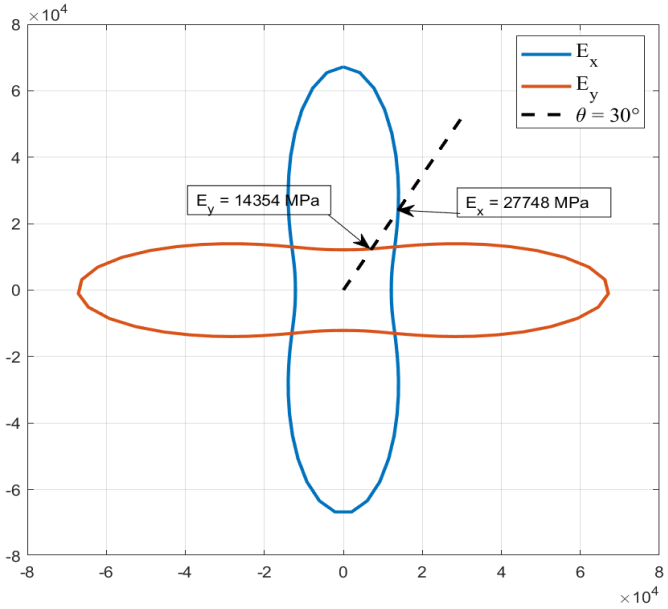


Figure 64 Rappresentazione polare del modulo di rigidezza longitudinale e trasversale per una lamina Epoxy-Kevlar 1D

La matrice di rigidezza del laminato si ottiene sommando tutte le $[\overline{Q}]_k$ ottenute per ognuna lamina k −esima, ognuna pesata in base alla frazione in peso rispetto al laminato complessivo. Attraverso questa è possibile determinare le tensioni agenti sulla singola lamina.

Qualora il taglio non sia trascurabile, si possono scrivere queste ulteriori relazioni per $\gamma_{23} = \gamma_4$ e $\gamma_{31} = \gamma_5$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_4 \\ \sigma_5 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{23} & 0 \\ 0 & G_{13} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \gamma_4 \\ \gamma_5 \end{Bmatrix} \quad \text{o} \quad \{\tau\} = [Q^*]\{\gamma\} \tag{38}$$

per la lamina nel suo sistema di riferimento, e la seguente nel sistema di riferimento del laminato:

$$[\overline{Q^*}] = [a] \cdot [Q^*] \cdot [a]^T \qquad [a] = \begin{bmatrix} m & n \\ -n & m \end{bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix} = [\overline{Q^*}] \cdot \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \tag{39}$$

Gli elementi della matrice $[\overline{Q}]$ nel sistema di riferimento del laminato si possono esplicitare con queste espressioni:

$$\overline{Q}_{11} = Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\sin^4\theta$$

$$\overline{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{12}(\sin^4\theta + \cos^4\theta)$$

$$\overline{Q}_{22} = Q_{11}\sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\cos^4\theta$$

$$\overline{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta$$

$$\overline{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta$$

$$\overline{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{66}(\sin^4\theta + \cos^4\theta)$$

3.2.3 Esempio 1

Due lamine orientate rispettivamente a 0° e 90° dello stesso materiale e con la stessa V_f; si può scrivere rispettivamente:

$$[\overline{Q}_0] = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{\Delta} & \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & \frac{E_2}{\Delta} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \qquad [\overline{Q}_{90}] = \begin{bmatrix} \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & \frac{E_2}{\Delta} & 0 \\ \frac{E_1}{\Delta} & \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}$$

Si ottiene in questo caso la matrice di rigidezza del laminato:

$$[\overline{Q}] = \frac{1}{2}[\overline{Q}_0] + \frac{1}{2}[\overline{Q}_{90}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \cdot \frac{E_1+E_2}{\Delta} & \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & \frac{1}{2} \cdot \frac{E_1+E_2}{\Delta} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}$$

Pertanto i moduli di rigidezza lungo le direzioni x e y valgono:

$$E_x = \frac{1}{2} \cdot \frac{E_1+E_2}{\Delta} \qquad E_\theta = \frac{1}{2} \cdot \frac{E_1+E_2}{\Delta}$$

E sono uguali dato che le fibre sono allineate in maniera ortotropa.

3.2.4 Esempio 2

Per due lamine simmetriche, orientate secondo un angolo $\pm\theta$ rispetto alla direzione x del laminato, si ha per entrambe:

$$[Q_{+\theta}] = [Q_{-\theta}] = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{\Delta} & \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta} & \frac{E_2}{\Delta} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}$$

Le matrici di trasformazione sono:

$$[T_{+\theta}] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2-n^2 \end{bmatrix} \qquad [T_{-\theta}] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2-n^2 \end{bmatrix}$$

Pertanto le matrici di rigidezza di ciascuna lamina nel sistema di riferimento del laminato sono:

$$[\overline{Q}_{+\theta}] = [T_{+\theta}]^{-1} \cdot [Q_{+\theta}] \cdot [T_{+\theta}]^{-T}$$

$$[\overline{Q}_{-\theta}] = [T_{-\theta}]^{-1} \cdot [Q_{-\theta}] \cdot [T_{-\theta}]^{-T}$$

$$[\overline{Q}] = \frac{1}{2} \cdot [\overline{Q}_{+\theta}] + \frac{1}{2} \cdot [\overline{Q}_{-\theta}]$$

Si nota che $[T_{+\theta}]^{-1} = [T(\theta)]^{-1} = [T(-\theta)]$ e $[T_{-\theta}]^{-1} = [T(-\theta)]^{-1} = [T(\theta)]$. Se si scrivono le espressioni delle componenti $\overline{Q}_{ij}(\theta)$ sopra riportate per le matrici delle due lamine, si osserva che i termini contenenti esponenti dispari di $\sin(\theta)$ si annullano a vicenda nella somma dal momento che $[Q_{+\theta}] = [Q_{-\theta}]$, mentre gli altri si sommano fra loro:

$$\overline{Q}_{11} = \overline{Q}_{+\theta,11} = Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\sin^4\theta$$

$$\overline{Q}_{12} = \overline{Q}_{+\theta,12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{12}(\sin^4\theta + \cos^4\theta)$$

$$\overline{Q}_{22} = \overline{Q}_{+\theta,22} = Q_{11}\sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\cos^4\theta$$

$$\overline{Q}_{16} = 0$$

$\overline{Q}_{26} = 0$

$\overline{Q}_{66} = \overline{Q}_{+\theta,66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2\theta \cos^2\theta + Q_{66}(\sin^4\theta +$
$+ \cos^4\theta)$

ovvero la matrice $[\overline{Q}]$ è della forma:

$$[\overline{Q}] = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & 0 \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix}$$

Difatti il laminato a due lamine (o un numero pari di lamine) $\pm\theta$ presenta un asse di simmetria parallelo all'asse del laminato, e quindi può essere pensato come una lamina particolare avente delle caratteristiche E_1 ed E_2 che si deducono dai termini della matrice.

A titolo di esempio si riporta il seguente confronto numerico ottenuto per un laminato a matrice epossidica ($E_m = 3.383\ GPa$, $\nu_m = 0.38$) e Kevlar-49 ($E_f = 131\ GPa, \nu_f = 0.35$), con $V_f = 0.5$, realizzato con due lamine orientate secondo un angolo di $\pm\theta$ rispetto alla direzione principale del laminato. Si ottengono i grafici di Figure 65 che rappresentano i valori di E_x ed E_y del laminato (calcolati con la matrice di cedevolezza) al variare dell'angolo di lay-up dei due ply unidirezionali (rispettivamente orientati a $+\theta$ e $-\theta$ rispetto alla direzione x). L'anisotropia è massima per $\theta = 0°$ e diminuisce fino a un valore pari a 1 per $\theta = 45°$, in cui il laminato diventa perfettamente ortotropo.

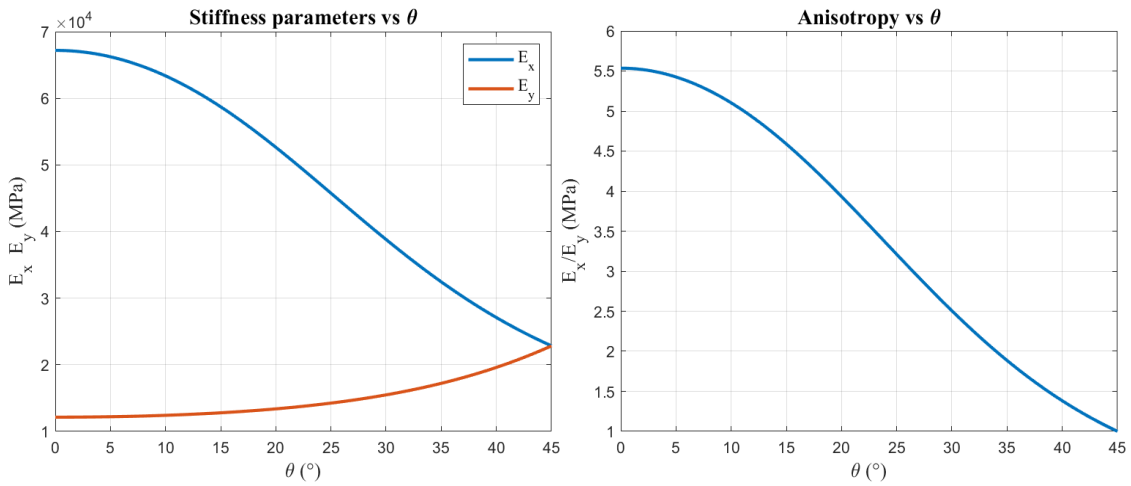


Figure 65 Andamento di Ex e Ey di un laminato al variare dell'angolo di lay-up dei due laminati unidirezionali (sinistra) e variazione dell'anisotropia (destra)

3.3 Applicazione al modello di Veldman

Attraverso i metodi fin qui presentati è possibile ora stimare le prestazioni di una stratificazione in composito per l'applicazione alla trave gonfiabile: il modello di Veldman, infatti, richiede solamente i valori stimati di E_x ed E_θ, moduli di rigidezza longitudinale e trasversale del materiale, indipendentemente dal suo tipo. Attraverso la micromeccanica e la meccanica delle lamine è possibile stimare le proprietà del materiale in maniera più dettagliata, tenendo conto della scelta della matrice, della fibra, del tipo di fibra (1D, plain ecc), della frazione in volume della fibra, dell'orientamento e della stratificazione.

In particolare, si esamina l'influenza che può avere la percentuale in peso di fibre di HDPE (Spectra 900) e l'orientazione delle lamine in una matrice di PVC (Tabella 15).

Tabella 15 Proprietà meccaniche di fibra e matrice

	PVC	HDPE
$E\ (MPa)$	200	75000
ν	0.3	0.32
$\rho\ (g/cc)$	1.4	0.97

In Figure 66 sono mostrati il momento di wrinkling M_{wr} e la freccia massima della trave esaminata nel 2.2 al variare dell'angolo θ delle due lamine simmetriche e della

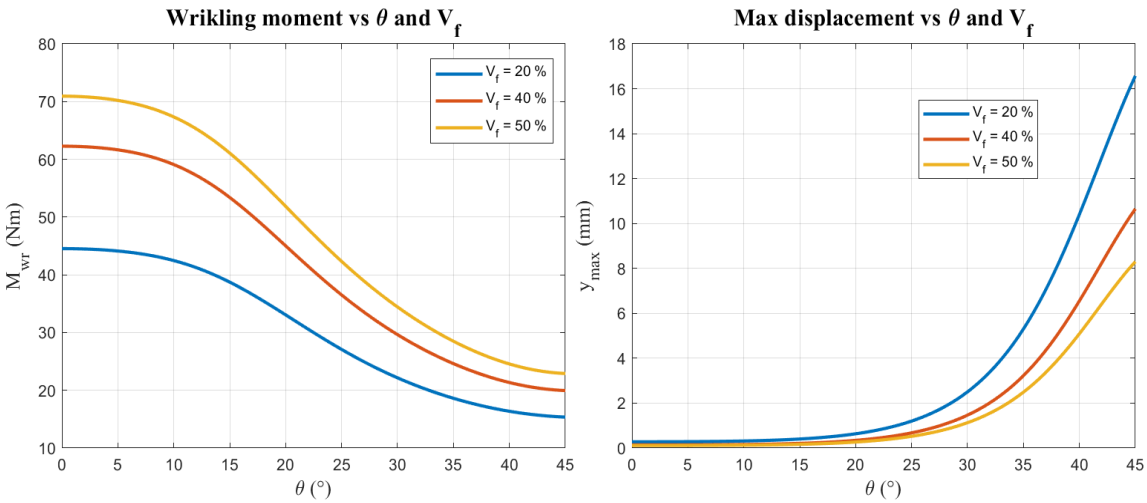


Figure 66 Momento di wrinkling al variare dell'angolo theta delle due lamine (sinistra) e freccia.

frazione in volume delle fibre; si osserva che per θ molto bassi, ovvero ad anisotropia elevata, la trave risulta più rigida e resistente al wrinkling.

3.4 Osservazioni finali

La micromeccanica e la meccanica delle lamine sono, come si è visto, strumenti importanti che permettono di conoscere a priori una stima delle proprietà meccaniche equivalenti di un composito; d'altra parte, come sopra accennato, la teoria della micromeccanica qui esposta e con la quale viene ricavata la matrice di rigidezza della lamina $[Q]$ è una teoria semplificata che si presta esclusivamente alla trattazione di compositi fibrorinforzati con fibre longitudinali 1D o tessuti unidirezionali. Nell'ambito delle strutture gonfiabili, invece, molto impiegate sono i tessuti impregnati realizzati con plain, twill o altre forme più complesse di tessitura. Si può pensare di usare la micromeccanica delle miscele per stimare le proprietà di un plain, ad esempio dividendolo in due lamine distinte orientate secondo direzioni normali fra loro; questo ragionamento non è formalmente corretto e per avere una stima della proprietà dei tessuti 2D occorre fare riferimento ai modelli di micromeccanica basati su relazioni cinematiche [73].
Inoltre, è stata volutamente trascurata la stima della resistenza del composito analizzato dal momento che, come sopra riferito, i valori teorici spesso si discostano in maniera consistente dalla realtà, rendendo necessario adottare modelli più complessi che non potevano essere analizzati in questa sede.

In ogni caso, pur adottando una teoria semplificata, è stato possibile apprezzare il cambiamento di proprietà meccaniche introdotto da un rinforzo fibroso e valutarne l'efficacia in funzione di una stratificazione.

Un passo ulteriore può essere fatto sia adottando un modello più accurato per i tessuti (ad esempio per plain), sia mediante lo studio della *macromeccanica* dei compositi, ovvero le teorie che legano i carichi esterni al laminato alle sue deformazioni e agli sforzi nelle singole lamine.

Capitolo 4

Prototipo sperimentale e validazione

Prima della progettazione del robot e della scelta del tipo di controllo da adottare occorre conoscere il comportamento meccanico di un link gonfiabile, assimilabile per questo fine a una trave cilindrica gonfiabile. I modelli per le travi gonfiabili presentati in Capitolo 2 sono stati validati dagli autori in campagne sperimentali, nondimeno essi presentano evidenti discrepanze tra l'uno e l'altro: è pertanto necessario eseguire ulteriori prove sperimentali.

Il primo passo di una caratterizzazione in questo senso consiste nella valutazione della risposta della trave ai carichi statici, siano essi di flessione, di torsione o compressione, in maniera da poter stimare l'influenza dei vari parametri ($E.p.r.t$) sulla rigidezza; questo viene fatto valutando gli spostamenti che un punto subisce a fronte di un certo carico di flessione.

In secondo luogo, occorre caratterizzare il comportamento della trave gonfiabile in funzione dei vari parametri per conoscerne le frequenze proprie e la risposta dinamica a carichi transitori (es. risposta al gradino, risposta in frequenza e diagramma di Bode).

Nel presente lavoro l'attenzione è stata concentrata sulla caratterizzazione statica di un prototipo di trave gonfiabile sottoposto a flessione.

4.1 Prototipo e setup sperimentale

Il prototipo di trave gonfiabile è stato realizzato tramite arrotolamento e incollaggio di un foglio di PVC flessibile disponibile in commercio, in maniera da conferirgli una forma cilindrica e le misure riportate in Tabella 16.

Tabella 16 Dimensioni caratteristiche del prototipo di link gonfiabile.

Lunghezza (mm)	Raggio (mm)	Spessore (mm)
470 (600)	*55*	*0.5*

La lunghezza effettiva del link è di $600\ mm$; il carico e la lettura dello spostamento verticale sono invece riferiti a una distanza di $470\ mm$ dalla sezione d'incastro per permettere una lettura delle misure sulla trave e non averle falsate dall'irregolarità geometrica del tappo.

Il fissaggio è stato realizzato attraverso un opportuno supporto in due pezzi stampato in 3D in PLA: il primo pezzo del supporto presenta dei fori per il fissaggio al banco di prova e per il fissaggio della seconda metà; quest'ultima presenta una protuberanza atta a favorire il suo inserimento nel cilindro gonfiabile e un foro per l'ingresso dell'aria di gonfiaggio; fra le due metà viene inserita della gomma per garantire un migliore isolamento pneumatico ed evitare perdite (Figure 67). La chiusura della trave viene fatta attraverso un tappo, anch'esso stampato in 3D, inserito nel cilindro per una parte e fissato tramite collante elastico e fascetta stringitubo metallica.

L'alimentazione dell'aria viene controllata attraverso un circuito pneumatico i cui componenti si possono riconoscere in Figure 68: all'alimentazione di $8\ bar$ segue una valvola riduttrice che permette di variare la pressione di gonfiaggio in maniera manuale, seguita da un misuratore analogico e un trasduttore di pressione digitale la cui sensibilità è di $2.5\ kPa$.

Il carico di flessione viene applicato ad una estremità attraverso sospensione mediante una cinghia cui sono applicati dei pesi noti. Lo spostamento viene registrato in un punto della trave posto in alto in corrispondenza della sezione di applicazione del carico: questo avviene attraverso un potenziometro resistivo.

I dati di pressione e spostamento vengono acquisiti attraverso un microprocessore *Arduino Due* e un'interfaccia PC in Simulink per monitorare in tempo reale i valori delle grandezze.

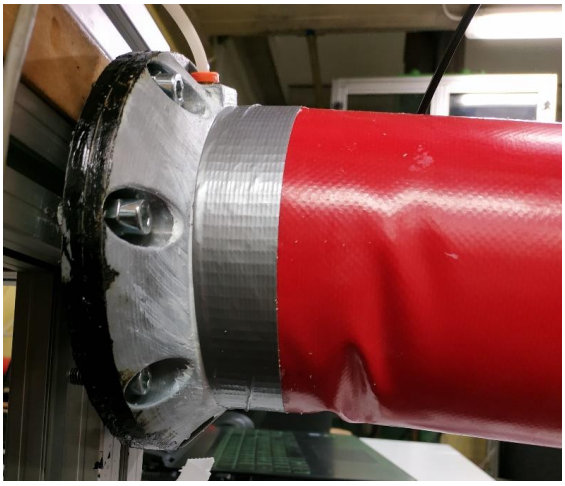


Figure 67 Vista del supporto iniziale; si riconosce l'ingresso dell'aria, in alto. Il nastro grigio segna la lunghezza del prolungamento interno del supporto.

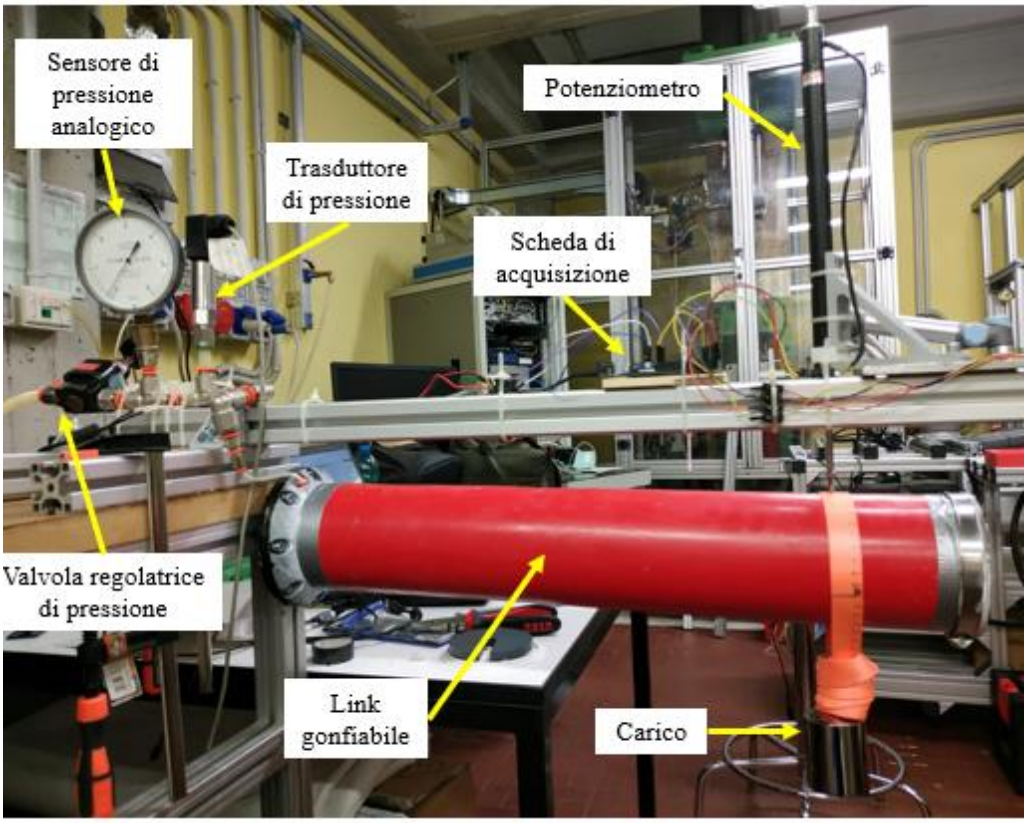


Figure 68 Apparato sperimentale.

4.2 Prove sperimentali

Le prove di carico vengono svolte secondo questa procedura:

1) Gonfiaggio del link a carico nullo;
2) Calibrazione dei sensori;
3) Applicazione del carico;
4) Registrazione dei valori di posizione del potenziometro;
5) Applicazione di ulteriore carico.
6) Rimozione del carico e sgonfiaggio una volta terminata la prova ad un livello di pressione.

L'applicazione del carico è quindi progressiva e non prevede il ritorno alla configurazione iniziale prima di applicare il carico ulteriore: questo avviene agganciando progressivamente i pesi alla cinghia predisposta e attendendo che il valore registrato dal potenziometro si stabilizzi.

Lo scopo di queste prove è la valutazione dell'influenza della pressione di gonfiaggio sulla risposta statica della trave per ottenere quindi un insieme di curve $carico - spostamento$ per ogni livello di pressione. Ogni curva viene misurata a partire dalla configurazione a vuoto: terminata la prova a un certo livello di pressione, il carico viene rimosso progressivamente (per valutare gli eventuali effetti d'isteresi), la pressione viene aumentata al valore desiderato, si attende una stabilizzazione della misura di posizione e poi si procede ad applicare il nuovo carico. I risultati di queste prove sono riportati in Figure 69.

4.3 Osservazioni

Si possono fare delle osservazioni di carattere generale:

- Tutte le curve presentano un tratto lineare iniziale dopo il quale la pendenza diminuisce fino ad appiattirsi: si riconosce il comportamento qualitativo descritto nel Capitolo 2 per una trave gonfiabile generica;

- Il limite lineare delle curve, identificabile col carico di wrinkling, aumenta all'aumentare della pressione, coerentemente da quanto deducibile dal modello di Veldman;

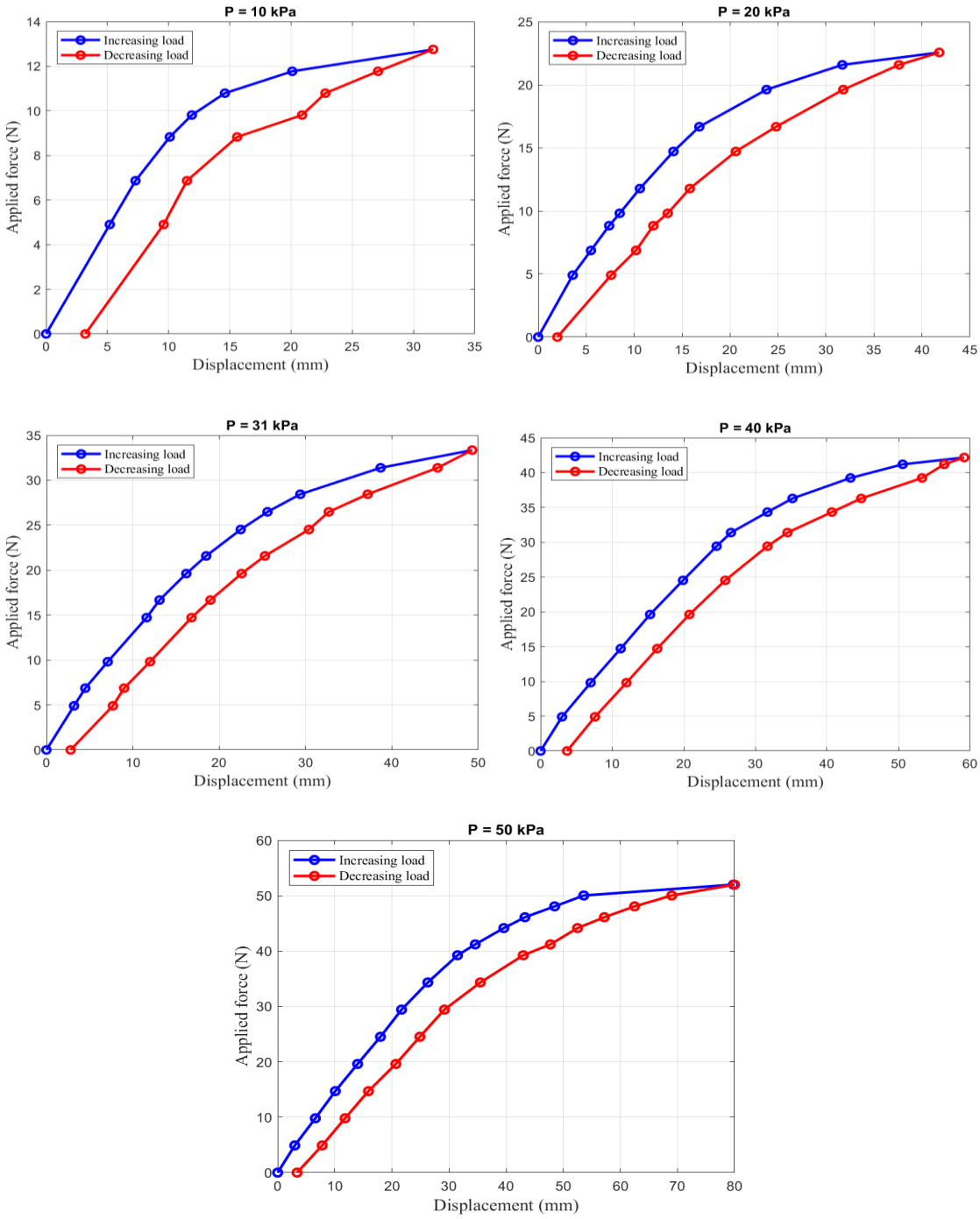


Figure 69 Curve di carico per carichi crescenti e decrescenti, al variare della pressione di gonfiaggio

- D'altra parte, si può osservare un leggera differenza di pendenza tra le curve in funzione della pressione, che potrebbe far pensare ad una dipendenza della rigidezza dalla pressione, al contrario da quanto desumibile dal modello teorico; su questo punto si tornerà più avanti;

- Le prove di carico presentano un fenomeno di isteresi meccanica per la quale la curva di carico in avanti non coincide con la curva di carico all'indietro: questo può essere dovuto al fenomeno del wrinkling che comporta una sorta di "plasticizzazione" virtuale, non predicibile a partire dal modello teorico.

4.4 Valutazione dell'incertezza sul modulo elastico

In Figure 70 si riportano i dati sperimentali per le prove ai diversi livelli di pressione, nel caso di carico incrementale. Si può osservare come l'aumento di pressione comporti un aumento del carico di collasso e della deformazione massima, oltre a un innalzamento del limite lineare della curva; come sopra accennato, però, si può notare uno scostamento tra la pendenza dei tratti lineari, che potrebbe indurre a credere che ci sia una dipendenza dalla pressione, non prevista dal modello teorico.

Come osservato nel Capitolo 2 la curvatura k e quindi la freccia f_{lin} di una trave gonfiabile al di sotto del carico di wrinkling può essere determinata con un'espressione analoga al caso di trave rigida:

$$k = \frac{M}{\pi E_x t r^3} \qquad M < M_{wr} \qquad f_{lin} = Q \cdot \frac{L^3}{3 \cdot E_x \cdot I} = Q \cdot \frac{L^3}{E_x \cdot \pi \cdot t \cdot r^3} \tag{39}$$

Tramite le opportune integrazioni si giunge al valore della freccia f_{lin}, che dipenderà quindi linearmente dal momento flettente M, in maniera inversa dal modulo di Young del materiale E_x e dal momento d'inerzia della sezione I, mentre sarà indipendente dalla pressione (secondo il modello teorico); mentre le proprietà geometriche del prototipo sono note, non lo è il modulo E_x dal momento che una caratterizzazione meccanica del materiale, che risulta isotropo, non è stata effettuata.

È possibile ricavare il valore di E_x attraverso un fitting dei dati sperimentali, il suo valore sarà quindi affetto da una incertezza; se le bande di incertezza di E_x per ogni curva sperimentale non si sovrappongono, sarà possibile dimostrare che c'è evidenza di una dipendenza della rigidezza flessionale dalla pressione, mentre se si sovrappongono allora lo scostamento rivelato molto probabilmente è un effetto dovuto all'incertezza sperimentale. Si procede pertanto in questa maniera:

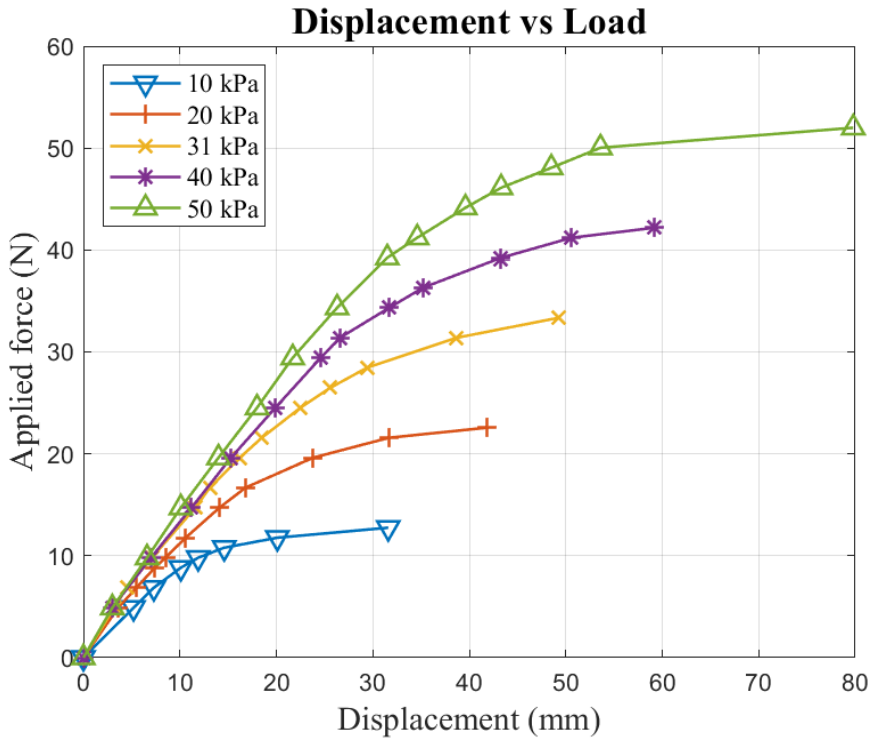


Figure 70 Confronto tra le curve forza-spostamento per carichi crescenti, al variare della pressione

1) La fine del tratto lineare è stimata essere pari alla metà del carico ultimo misurato; questo in accordo con quanto risulta dal modello teorico, per il quale $M_{wr} = \frac{1}{2} \cdot M_{coll}$ (eq. 12);

2) Per ogni livello di pressione si determinano tanti valori E_j quanti sono i punti attraverso la relazione:

$$E_j = \frac{L^3}{3\pi \cdot t \cdot r^3} \cdot \frac{Q_j}{f_j} \tag{40}$$

dove (f_j, Q_j) corrispondono alla freccia e al carico misurati in un certo punto della curva ($1 \leq j \leq m$, con m numero di punti presi in considerazione per una singola curva);

3) Per ogni livello di pressione p_i si determina un valore medio di $\overline{E_{x,i}}$ attraverso lo stimatore della media campionaria e la sua varianza σ_E^2 con lo stimatore della varianza campionaria corretta S_{m-1}^2:

$$\overline{E_{x,i}} = \sum_{j=1}^{m} E_j \qquad \sigma_{E,i}^2 = \frac{\sum_{j=1}^{m} \left(E_j - \overline{E_x}\right)^2}{m-1} \tag{41}$$

4) Si calcola la media ponderata attraverso la formula

$$\overline{\overline{E_x}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} \frac{\overline{E_{x,i}}}{\sigma_{E,i}^2}}{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\sigma_{E,i}^2}} \tag{42}$$

con n numero di livelli di pressione. È necessario ricorrere alla media ponderata poiché ogni elemento $\overline{E_{x,i}}$ proviene a sua volta da una distribuzione di probabilità con varianza $\sigma_{E,i}^2$, e inoltre in questa maniera si evita che le curve con più dati influenzino in maniera più marcata il calcolo; la media ponderata, infatti, è lo stimatore di massima verosimiglianza della media di diverse distribuzioni qualora esse siano indipendenti, come assunto in questo caso;

5) Si calcola la varianza della media ponderata:

$$\sigma_{\overline{E_x}}^2 = \frac{1}{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\sigma_{E,i}^2}} \tag{43}$$

Si esclude dal conteggio la curva ottenuta per $p = 10.2\ kPa$ in quanto i dati sperimentali sono esigui e non consentono di determinare con sicurezza il limite elastico. I risultati si presentano in Tabella 17.

Tabella 17 Valor medio e varianza per le prove sperimentali.

	$20\ kPa$	$31\ kPa$	$40\ kPa$	$50\ kPa$
$\overline{E_x}\ (MPa)$	164.1	189.0	192.0	197.9
$\sqrt{\sigma_E^2}\ (MPa)$	12.0	16.7	21.9	13.2

$$\overline{\overline{E_x}} = 182.7\ MPa$$

$$\sqrt{\sigma_{\overline{E_x}}^2} = 7.4\ MPa$$

Con questi valori è possibile tracciare delle rette corrispondenti al valore superiore $E_{x,sup} = \overline{\overline{E_x}} + \sqrt{\sigma_{\overline{E_x}}^2}$ e al valore $E_{x,inf} = \overline{\overline{E_x}} - \sqrt{\sigma_{\overline{E_x}}^2}$ per evidenziare il campo di variabilità sperimentale atteso in base ai dati.

In Figure 71 sono riportati i dati sperimentali, la curva lineare ottenuta teoricamente col valore della media ponderata di $E_x = \overline{\overline{E_x}}$ e le rette che delimitano il campo di variabilità sperimentale. Si osserva che alcuni dati non giacciono

all'interno dell'intervallo di variabilità, pertanto potrebbe esserci una dipendenza tra la rigidezza flessionale della trave e la pressione di gonfiaggio.

Questo indica che il modello finora adottato, nel quale si considerano costanti le geometrie e i parametri del materiale al variare della pressione, non è soddisfacente; per questo motivo si sceglie di rendere più raffinato il modello come spiegato nella prossima sezione.

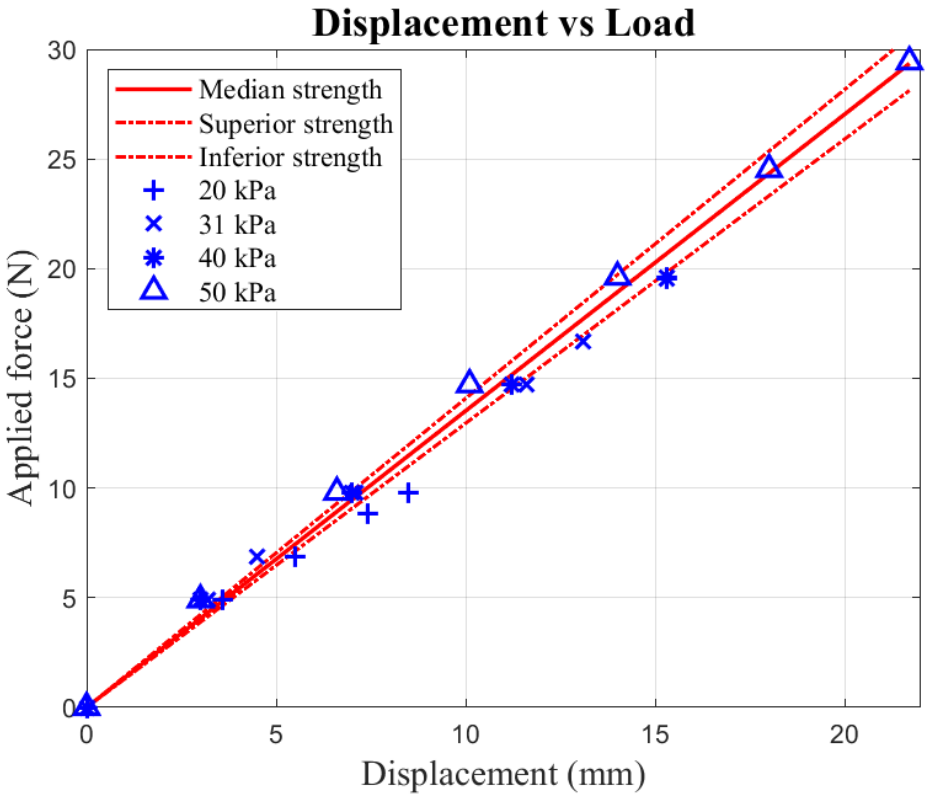


Figure 71 Rappresentazione della parte lineare dei dati sperimentali e del modello teorico nel range di variabilità di E_x

4.5 Valutazione di E_x: modello con deformazioni radiali

Per migliorare l'accuratezza del modello si tiene conto delle deformazioni radiali dovute all'aumento di pressione, la quale provoca una variazione dello spessore t, del raggio medio r e del momento d'inerzia della sezione I. Ciò può essere fatto ricordando l'espressione per le deformazioni radiali di un cilindro cavo pressurizzato all'interno:

$$u = \rho\left[(1-\nu) + \frac{1}{\rho^2}(1+\nu)\right] \cdot \frac{\beta^2}{1-\beta^2} \cdot \frac{r_e p_i}{E} \tag{44}$$

dove r_e= raggio esterno, r_i = raggio interno, $\rho = r/r_e$, $\beta = r_i/r_e$, p_i = pressione interna (in MPa), u rappresenta lo spostamento radiale in un punto a una certa distanza r dal centro. Attraverso queste relazioni è possibile determinare, data una certa pressione p_i, il valore degli spostamenti radiali del cilindro e il nuovo spessore:

$$r_e' = r_e + u\big(\rho(r_e)\big)$$
$$r_i' = r_i + u\big(\rho(r_i)\big)$$
$$r' = \frac{(r_e'+r_i')}{2}$$
$$t' = r_e' - r_i' \tag{45}$$

Il problema della determinazione di E, d'altra parte, risulta non lineare: difatti, per un certo punto della curva, vale

$$E_j = \frac{L^3}{3\pi \cdot t \cdot r^3} \cdot \frac{Q_j}{f_j}$$

e a sua volta r dipende da E in maniera non lineare. Pertanto, la determinazione degli E_j avviene attraverso la soluzione dell'equazione non lineare attraverso metodo di Newton modificato[6] :

$$E_j - \frac{L^3}{3 \cdot \pi \cdot t'(E_j) \cdot r'(E_j)} \cdot \frac{Q_j}{f_j} = 0 \tag{46}$$

In questa maniera è possibile stimare di nuovo, per ogni livello di pressione, il valor medio campionario del modulo elastico E_x $(= E_\theta)$ del materiale e determinarne gli scostamenti sperimentali, dopodiché se ne calcola la media ponderata e la varianza della media ponderata.

In Figure 72 si riportano i valori delle medie campionarie $\overline{E_{x,\iota}}$ con le bande di incertezza $\overline{E_{x,\iota}} \pm \sqrt{\sigma_{E,i}^2}$ in funzione della pressione, e il valore della media ponderata $\overline{\overline{E_x}}$ con le bande di incertezza $\overline{\overline{E_x}} \pm \sqrt{\sigma_{\overline{E_x}}^2}$, tratteggiate. Si osserva che le bande di incertezza dei valori medi campionari e della media ponderata si sovrappongono, pertanto con questo modello non è possibile affermare una dipendenza del modulo

[6] Metodo implementato nella funzione `fsolve` di MATLAB.

di Young dalla pressione, e la media ponderata può esserne considerata uno stimatore corretto; il valore medio e l'incertezza valgono quindi:

$$\overline{\overline{E_x}} \pm \sqrt{\sigma^2_{\overline{E_x}}} = 174 \pm 7 \ \ MPa$$

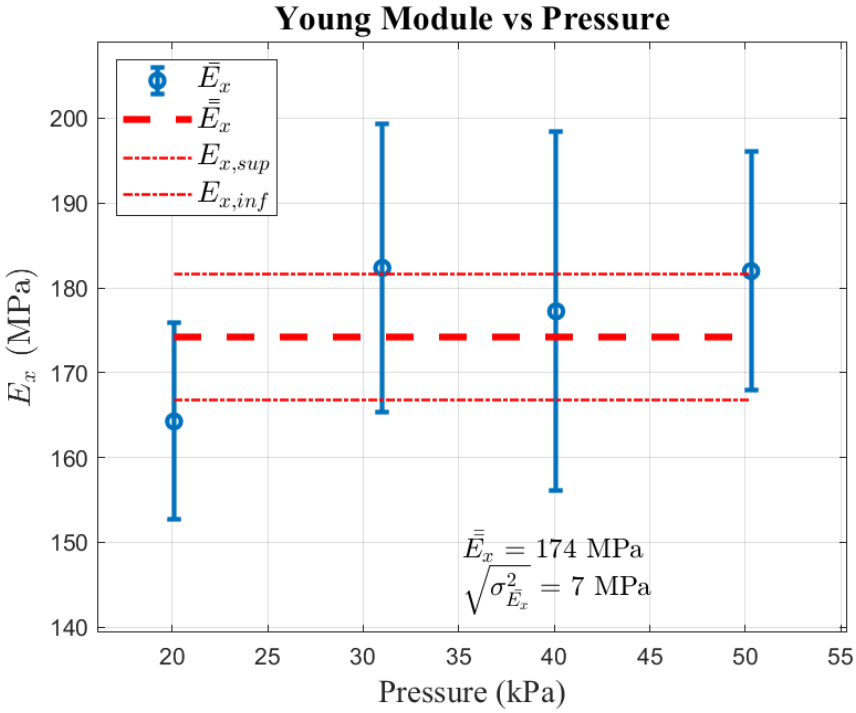


Figure 72 Valori di media campionaria e varianze del modulo di Young, valor medio campionario e banda di variabilità $\overline{\overline{E_x}} \pm \sqrt{\sigma^2_{\overline{E_x}}}$ ottenute col modello con deformazioni radiali

In Tabella 18 sono invece raccolti i valori di media campionaria e varianza corretta per le varie prove.

Tabella 18 Valor medio e varianza per le prove sperimentali attraverso modello con deformazione radiale

	$20\ kPa$	$31\ kPa$	$40\ kPa$	$50\ kPa$
$\overline{E_x}\ (MPa)$	164	182	177	182
$\sqrt{\sigma^2_E}\ (MPa)$	12	17	21	14

In Figure 73 si riportano invece i dati sperimentali e le previsioni teoriche del modello con deformazioni radiali adottando un valore $E_x = \overline{\overline{E_x}} \pm \sqrt{\sigma^2_{\overline{E_x}}}$ e conseguente campo di variabilità. Si osserva che in questo caso le previsioni

teoriche sono consistenti coi dati sperimentali, che rientrano perlopiù all'interno dell'intervallo di confidenza.

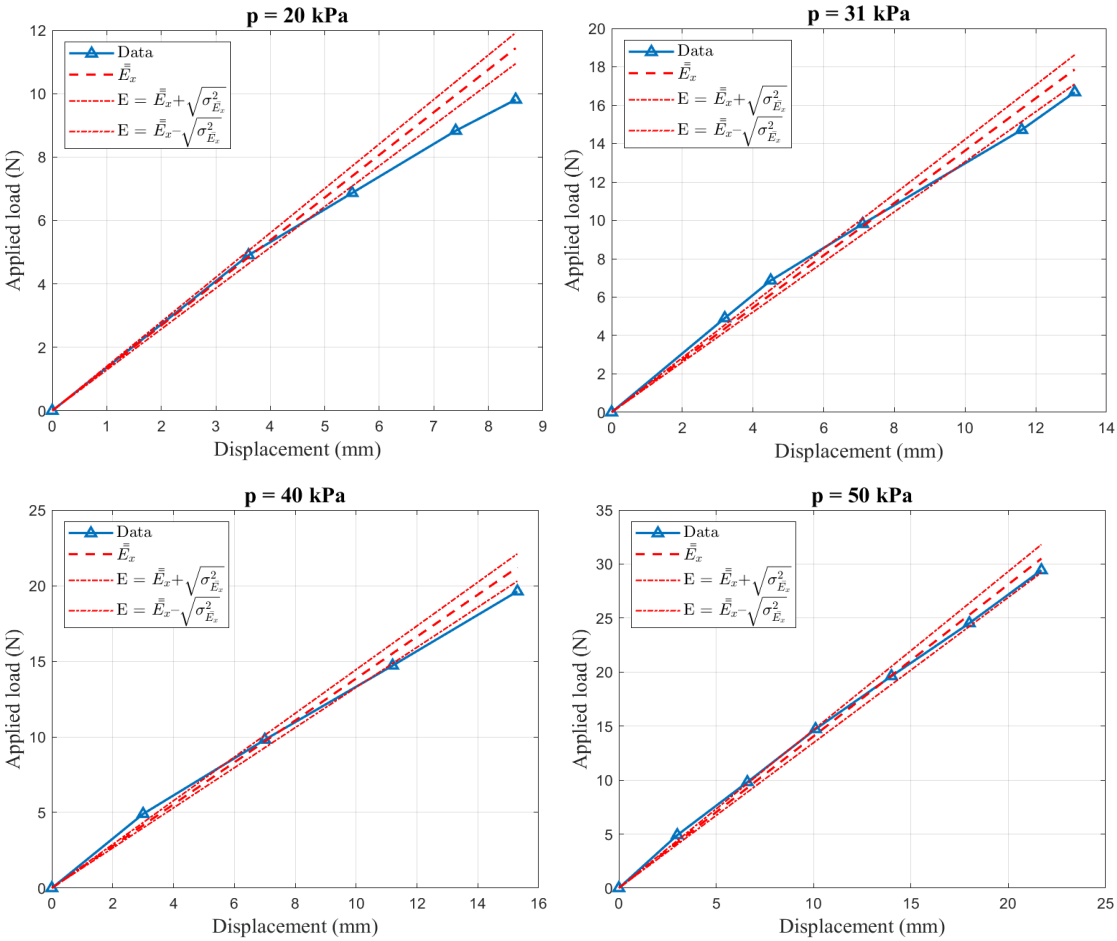


Figure 73 Dati sperimentali, valor medio e intervallo di variabilità della curva ottenuta col modello teorico con correzione del raggio.

La variazione della rigidezza a flessione $W = \frac{Q}{f}\left(\frac{N}{m}\right)$ dovuta alla pressione può essere stimata a partire dal valore di $\overline{\overline{E_x}}$, e parimenti il campo di variabilità di W (Figure 74): anche per W si può calcolare una media campionaria e una varianza per ogni livello di pressione p_i (rappresentata dalle bande verticali in Figure 74). La linea tratteggiata è ottenuta invece calcolando W per ogni livello di pressione imponendo $E = \overline{\overline{E_x}}$ e analogamente le bande superiori e inferiori.

Si può osservare che l'andamento risulta pressoché lineare: un fitting lineare restituisce un coefficiente di determinazione $R^2 = 0.9958$ molto prossimo a 1 e un valore dello scarto quadratico medio relativo prossimo allo 0.2 %. Nonostante i pochi dati (quattro) su cui basare il fitting, è possibile dedurre che nell'intervallo di

pressioni preso in considerazione, la rigidezza flessionale varia quasi linearmente con la pressione.

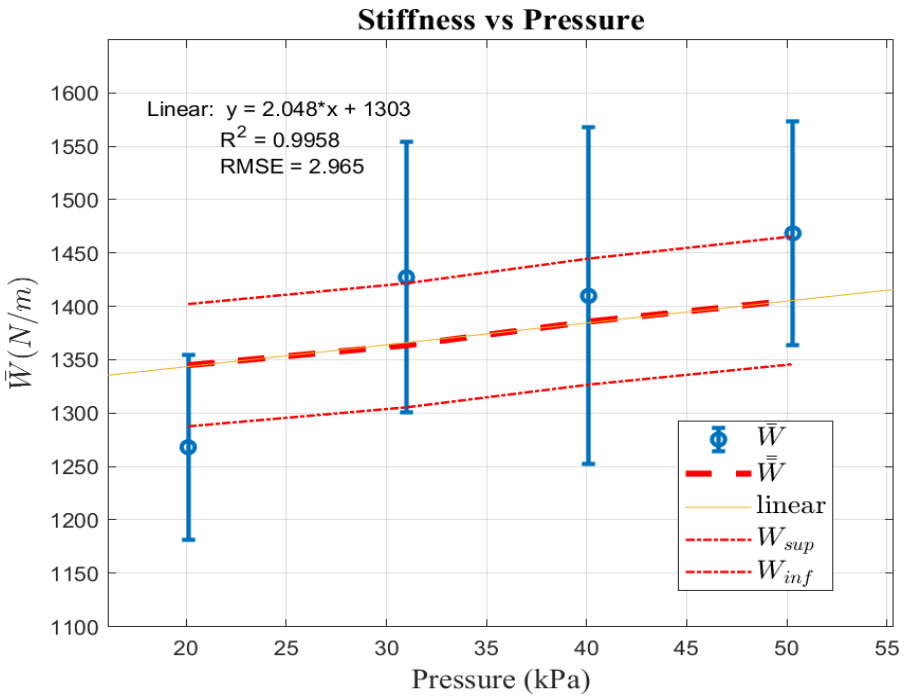


Figure 74 Rigidezza a flessione W in funzione della pressione, con campo di variabilità

4.6 Modifica del modello di Veldman e confronto coi dati

A partire dai risultati ottenuti sopra, risulta chiaro che la deformazione radiale indotta dalla pressione di gonfiaggio non è trascurabile ai fini della previsione del comportamento statico, pertanto viene modificata la formulazione di Veldman prevedendo una correzione del raggio e dello spessore al variare dello spessore secondo l'eq. (44). Utilizzando il valore del modulo elastico determinato nella sezione precedente, si riportano in Figure 75 le curve $forza/spostamento$ calcolate col modello di Veldman, il carico di wrinkling previsto, e i dati sperimentali.

Si può osservare che, con la correzione apportata al raggio, il modello analitico prevede l'aumento di rigidezza flessionale della trave al variare della pressione di gonfiaggio, oltre all'aumento del carico di wrinkling; inoltre, i tratti lineari delle curve sperimentali rientrano nel margine di errore delle curve analitiche ottenute

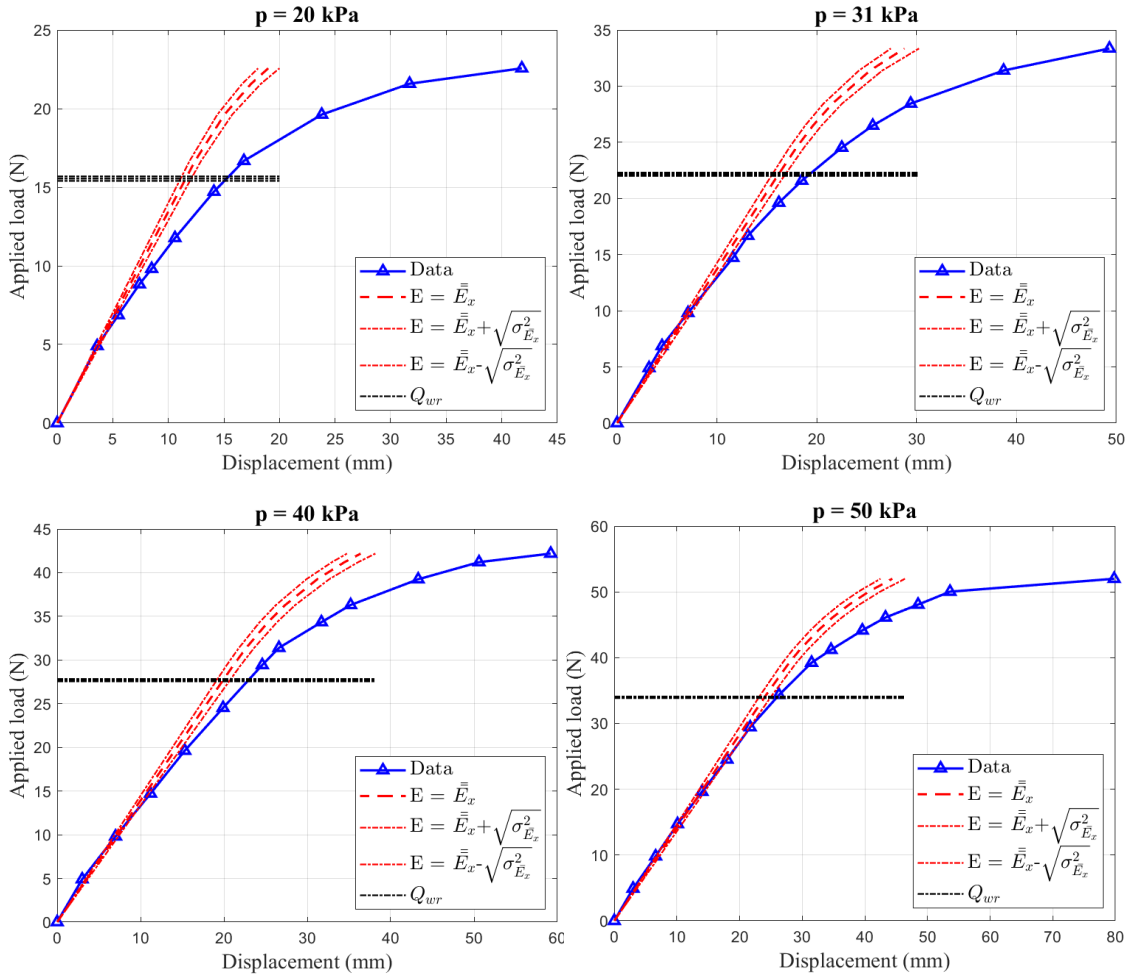


Figure 75 Confronto tra dati sperimentali e curve di Veldman calcolate con $\overline{\overline{E_x}}$ e $\overline{\overline{E_x}} \pm \sqrt{\sigma^2_{\overline{\overline{E_x}}}}$; in nero il valore del carico di wrinkling previsto con Veldman

con $E = \overline{\overline{E_x}} \pm \sqrt{\sigma^2_{\overline{\overline{E_x}}}}$. Si nota che la previsione del carico di wrinkling, ovvero del limite del comportamento lineare, è più accurata per pressioni elevate che per pressioni più basse, e il carico di collasso viene sovrastimato dal modello analitico. L'errore massimo tra modello analitico e modello lineare risulta essere approssimativamente costante al variare della pressione e pari a circa $5\,N$, e si presenta nella zona non lineare. L'errore relativo, pertanto, è inferiore a pressioni più elevate.

4.7 Conclusioni

Si è osservato che le deformazioni radiali prodotte dalla pressione non sono trascurabili ai fini dell'impiego del modello analitico: questo mostra che un aumento di pressione, data una certa geometria, producono un aumento del carico di wrinkling e quindi del limite superiore di comportamento lineare della trave gonfiabile.

La sovrastima del carico di instabilità a flessione si riduce, in percentuale, all'aumentare della pressione, dal momento che l'errore assoluto rimane costante e le forze aumentano in modulo: questo può significare che per aumenti ulteriori di pressione il modello potrebbe essere più affidabile ed accurato. Difatti il modello stesso prevede che la geometria iniziale sia cilindrica e perfetta, cosa difficilmente raggiungibile nella realtà in fase prototipale: l'eventuale presenza di difetti di struttura o micro-pieghe dovute alla preparazione della trave può aver introdotto delle imperfezioni nella geometria che possono provocare un innesco prematuro del fenomeno di instabilità; l'aumento di pressione, d'altra parte, può contribuire a "stirare" le eventuali micro-pieghe e a rendere più liscia la geometria, permettendo un migliore accordo con il modello analitico. Questo spiega anche le grandi differenze riscontrate per pressioni basse ($20\ kPa$), dove l'effetto della pressione potrebbe non essere stato sufficiente. In questo caso, il modello di Veldman può rivelarsi un utile strumento per la stima a priori del comportamento meccanico di una trave gonfiabile sottoposta a flessione.

Il fenomeno del wrinkling delle travi gonfiabili resta un fenomeno di difficile modellazione a causa delle non linearità che implica; l'adozione di materiali *soft* rende i risultati ancora più aleatori a causa della loro flessibilità. Ciononostante, queste prove sperimentali hanno permesso di modificare opportunamente un modello analitico e mostrano un comportamento abbastanza soddisfacente. Non è stato possibile rintracciare le cause del fenomeno di isteresi osservato durante il carico e lo scarico della trave attraverso il modello analitico; esso può essere dovuto a non linearità del materiale, come plasticizzazione locale o viscoelasticità, oppure a problemi legati al metodo di prova.

Appare quindi evidente la necessità ulteriori sforzi a livello sperimentale per permettere una migliore caratterizzazione dei fenomeni descritti in questo capitolo: test a pressioni più elevate, con materiali diversi, geometrie differenti (spessore, raggio) possono aiutare a comprendere meglio l'influenza dei vari parametri e permettere un migliore affinamento dei modelli analitici.

Capitolo 5

Modello agli elementi finiti

La modellazione matematica del comportamento di una trave gonfiabile a parete sottile risulta complessa per via delle forti non linearità che si presentano [80]; si è visto che alcuni modelli analitici (Veldman [69], Wielsgosz [68]) sono stati sviluppati negli anni per prevedere il comportamento a flessione di una trave gonfiabile, modelli che d'altro canto hanno un limite di validità nella loro applicazione legato alla pressione di gonfiaggio e in prossimità del raggiungimento dell'instabilità [68], [81]. Inoltre, questi modelli spesso derivano dalla linearizzazione di modelli più complessi (come quello di Fichter in [82]).

Un modo per simulare in maniera sufficientemente accurata il comportamento di una trave gonfiabile può provenire dall'adozione di un metodo agli elementi finiti (FEM) che consente di tenere in conto le non linearità attraverso delle procedure di calcolo numerico. Questo permette, da un lato, di conoscere la risposta non lineare della trave gonfiabile, dall'altro, una volta validato su dati sperimentali, di fare delle previsioni accurate sul comportamento della trave al variare dei parametri di progetto (pressione, geometria, materiale) consentendo di ridurre al minimo la necessità di costruire molteplici prototipi diversi.

5.1 Analisi agli elementi finiti

Un metodo agli elementi finiti, o FEM, è una tecnica di calcolo numerico che consente di determinare delle soluzioni approssimate di problemi descrivibili attraverso equazioni differenziali alle derivate parziali, molto utilizzato in ambito ingegneristico; nato negli anni ’50 per far fronte ai problemi strutturali e aeronautici, viene ora ampiamente impiegato in svariati campi della tecnica. L’analisi agli elementi finiti è invece la simulazione di problemi derivati dalla fisica attraverso l’impiego del metodo FEM; i principali vantaggi di questa tecnica sono:

- Applicazione a numerosi problemi fisici, dalle strutture alla termodinamica;
- Possibilità di descrivere complesse geometrie e situazioni di carico.

Il prezzo da pagare per questa versatilità è l’impossibilità di generare una soluzione in forma chiusa, quindi non parametrizzabile in immediato, e la presenza di errori derivanti dall’approssimazione della geometria e delle equazioni differenziali. Ciononostante, questi problemi sono spesso trascurabili in confronto all’utilità del metodo.

Le strutture di interesse ingegneristico sono strutture continue, così come lo sono le equazioni differenziali che ne descrivono il comportamento a fronte di carichi esterni; esse, quindi presentano infiniti gradi di libertà di deformazione nello spazio. L’approccio agli elementi finiti, invece, prevede di discretizzare il problema continuo e, di conseguenza, rendere discreti i gradi di libertà della struttura, in maniera da passare da un problema differenziale, continuo, ad uno equivalente algebrico, discreto, risolubile per via numerica.

La discretizzazione del dominio di calcolo, che nel campo strutturale è il materiale di cui simulare il comportamento, avviene attraverso la creazione di una griglia, o *mesh*, composta da punti, detti *nodi*, che uniti tra loro formano degli *elementi finiti* di forma codificata; questa può essere lineare, planare (quadrilatera, triangolare) o solida (esaedrica). Le equazioni differenziali del problema, continue, vengono quindi espresse in forma discreta per ogni nodo, e la soluzione dell’equazione nel singolo elemento viene determinata attraverso la combinazione

lineare di opportune *funzioni di forma*. Le fasi in cui è uso dividere l'analisi agli elementi finiti sono:

1) *Pre-processing*: creazione della geometria, della mesh, definizione delle proprietà del materiale e delle condizioni al contorno, applicazione dei carichi, informazioni per il solutore; numericamente corrisponde all'assemblaggio di opportune matrici e vettori.

2) *Solving*: in questa fase avviene la soluzione vera e propria del modello algebrico elaborato nella fase di pre-processing; dato che solitamente il problema discreto è di dimensione elevata, vengono impiegati algoritmi di ricerca delle soluzioni differenti a seconda del tipo di problema analizzato.

3) *Post-processing*: analisi dei risultati ottenuti dalla fase di solving.

L'implementazione del metodo può essere svolta in maniera autonoma dal progettista permettendogli un controllo completo sia delle formulazioni degli elementi, sia sugli algoritmi di calcolo per giungere alla soluzione. D'altra parte alcuni codici commerciali come ANSYS, NASTRAN, OPTISTRUCT, implementano al loro interno il metodo agli elementi finiti e degli algoritmi di soluzione ottimizzati in funzione del problema che si vuole definire: il progettista, con questi, deve premurarsi di fornire la geometria, definire la discretizzazione attraverso le subroutines di interfaccia grafica, definire le proprietà dei materiali e dei fenomeni che occorrono (contatto, attrito, carichi variabili etc) e dare informazioni sul tipo di analisi che si intende fare. L'impiego di questi codici, quantunque non permetta un controllo capillare della soluzione, risulta efficace per moltissimi problemi ingegneristici. In questa sede si adotta quest'ultimo approccio e si definisce un modello agli elementi finiti attraverso il software commerciale HyperMesh di Altair e come solutore OPTISTRUCT della stessa casa.

5.2 Preprocessing e descrizione del modello

La geometria del modello e i parametri del materiale, isotropo, ricalcano quelle utilizzate nel Capitolo 2 e nel Capitolo 4 e vengono qui riportati in Tabella 19.

Tabella 19 Dimensioni in configurazione non pressurizzata e parametri del materiale

Raggio r (mm)	Spessore t (mm)	Lunghezza L (mm)
55	0.5	470

$E = E_x = E_\theta \ (MPa)$	ν	$\rho \ (g/cc)$
200	0.2	1.8

Per la definizione degli elementi si possono scegliere elementi lineari QUAD4 o TRIA3: gli elementi di forma triangolare hanno meno gradi di libertà e sono più versatili per descrivere geometrie complesse, mentre gli elementi quadrilateri presentano più gradi di libertà e si applicano meglio su superfici regolari. Il costo computazionale, a pari numero di elementi, è diverso poiché i TRIA3 presentano meno gradi di libertà rispetto ai QUAD4.

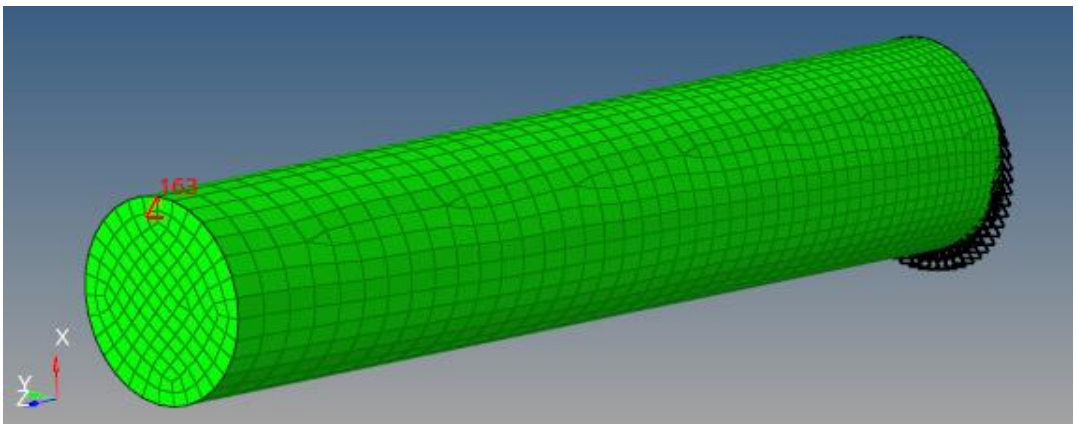
Dato che il comportamento è non lineare e ci si attendono fenomeni di instabilità vicino all'incastro dovuti al wrinkling, che conduce a locali geometrie complesse, si preparano 6 modelli, di cui 3 realizzati prevalentemente con QUAD4 e 3 realizzati con TRIA3, con mesh più o meno fitta per scegliere, in base all'analisi di sensibilità, quello più adatto (Tabella 20).

Tabella 20 Gradi di libertà, numero e tipo (prevalente) di elementi della mesh per ogni modello testato

Nome modello	A	B	C	D	E	F
Elementi	$TRIA3$	$QUAD4$	$TRIA3$	$QUAD4$	$QUAD4$	$TRIA3$
N. elem	6201	5842	21466	20520	54102	71392
N. gdl	16992	29118	57936	111606	295692	189924

La condizione di vincolo è stata imposta come incastro completo su tutti i gradi di libertà per i nodi corrispondenti all'estremità incastrata della trave, mentre all'estremità libera è stato imposto uno spostamento lungo la direzione verticale (x nel sistema di riferimento globale) nel nodo estremale posto in alto (Figure 76) e come output la forza nodale risultate sul nodo stesso (SPCF nel linguaggio di Optistruct). L'imposizione di una forza esterna, invece, avrebbe condotto a

problemi di convergenza qualora essa fosse maggiore del carico di collasso; imporre uno spostamento invece permette di simulare la deflessione senza incorrere in questo problema, e il carico di collasso si determina quando si arriva a un plateau nella risposta di SPCF.



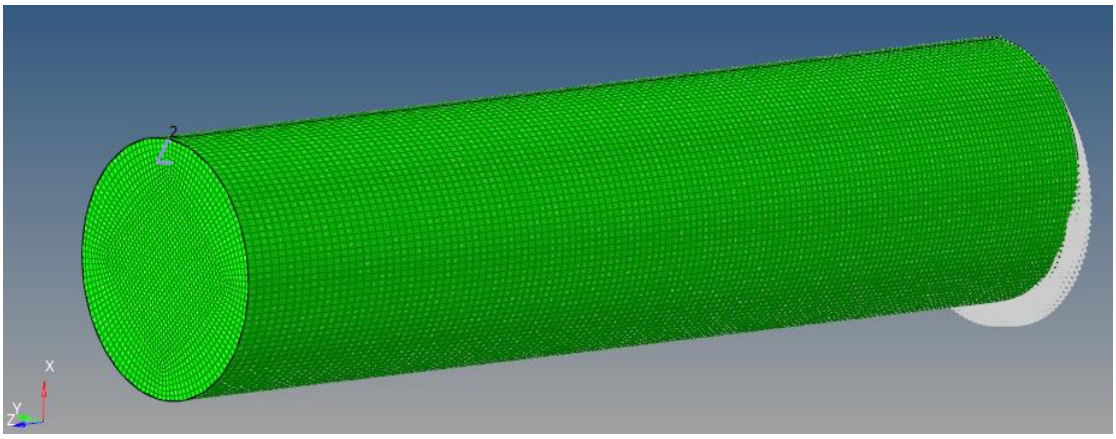


Figure 76 Rappresentazione della mesh per il modello A (in alto) e D (basso); si riconoscono i vincoli (in nero e grigio) e il nodo di applicazione dello spostamento e lettura della forza di reazione SPCF (in rosso e violetto)

5.3 Modello lineare

Come primo tentativo si utilizza il modello D per impostare un'analisi lineare per valutare la forza di reazione per spostamenti di $10\ mm, 20\ mm, 30\ mm, 40\ mm$ ad una pressione di $20\ kPa$: in questo modo dovrebbero risultare delle pieghe evidenti all'incastro. Si può osservare invece in Figure 77 e Figure 78 che questo non avviene, anzi la relazione $forza/spostamento$ si mantiene lineare: questo avviene perché il metodo di soluzione

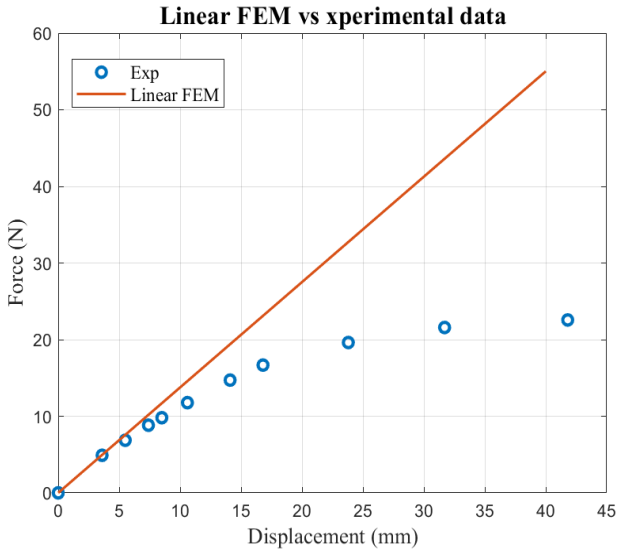


Figure 77 Comparazione soluzione lineare del problema agli elementi finiti e dati sperimentali (Capitolo 4).

lineare utilizza, nella sua formulazione, solo la matrice di rigidezza alle condizioni iniziali e non contempla quindi l'insorgenza di instabilità e wrinkling. È pertanto necessario impostare un'analisi non lineare per simulare il comportamento a wrinkling.

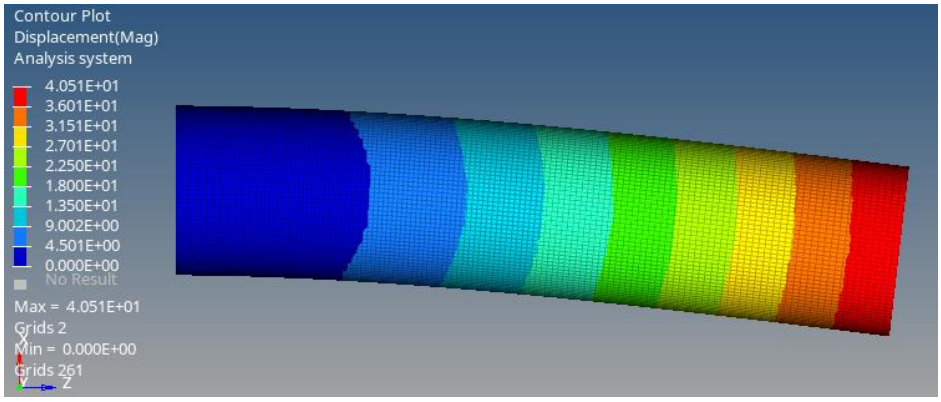


Figure 78 Soluzione lineare per spostamento verticale x = 40 mm. Non si osservano pieghe dovute al wrinkling al contrario da quanto ci si attende dai dati sperimentali

5.4 Problemi di convergenza e soluzioni

Per l'impostazione corretta del modello è stata scelta la curva di spostamento corrispondente ai dati sperimentali ottenuti per $p = 20\,kPa$ fino ad uno spostamento di circa $21\,mm$, quando la trave già si trova in una condizione post-wrinkling; in questo modo si cerca di impostare il modello in maniera da poter

simulare anche la condizione wrinkled molto deformata, necessario qualora si intenda intraprendere un'analisi del gonfiaggio e del ripiegamento.

Le sorgenti di non linearità, in genere, possono essere di tre tipi:

- *Non linearità geometriche*: possono essere dovute alle elevate deformazioni cui va incontro il modello simulato; i grandi cambiamenti di forma e geometria non rendono possibile applicare i metodi lineari per i quali si assume che gli spostamenti ai nodi siano piccoli, permettendo di non aggiornare le matrici che descrivono il modello;

- *Non linearità di materiale*: il comportamento del materiale non è lineare, ovvero la curva stress-deformazione non segue un andamento rettilineo; può avvenire in presenza di snervamento o simulazione di materiali viscoelastici o viscoplastici;

- *Non linearità di vincolo, carico e contatto*: alcuni vincoli cinematici del modello possono presentare una certa variabilità, come nel caso di vincoli cedevoli; un esempio di carico non lineare può essere il carico solidale, o *follower load*, il quale cambia direzione in funzione della deformazione del modello. In presenza di contatto occorre invece che il solutore tenga conto della non compenetrabilità dei corpi che vengono a contatto e dell'attrito.

La soluzione di problemi lineari prevede la soluzione di un problema di questo tipo:

$$\boldsymbol{f} = \boldsymbol{K} \cdot \boldsymbol{u} \tag{46}$$

dove $\boldsymbol{f}$ è il vettore delle forze nodali, $\boldsymbol{K}$ matrice di rigidezza, $\boldsymbol{u}$ vettore degli spostamenti nodali: difatti la matrice di rigidezza, nell'ipotesi di piccole deformazioni, si può considerare costante e il problema è lineare.

Nel caso non lineare, invece, i termini della matrice di rigidezza non sono costanti, e spesso sono della forma $\boldsymbol{K} = \boldsymbol{K}(\boldsymbol{u})$; per tale motivo lo schema di soluzione adottato da Optistruct si basa su piccoli incrementi progressivi per ognuno dei quali viene risolto un sistema di equazioni di equilibrio col metodo di Newton; ogni incremento fornisce come risposta la condizione iniziale per il calcolo del successivo [83].

Si consideri un problema non lineare di questo tipo (con riferimento a Figure 79, sinistra):

$$\boldsymbol{L}(\boldsymbol{u}) = \boldsymbol{f} \tag{47}$$

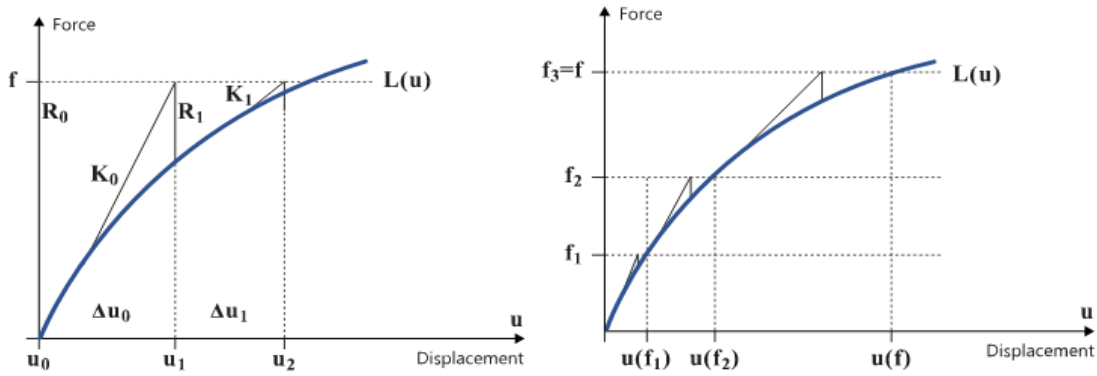


Figure 79 Schema di soluzione col metodo di Newton per problemi non lineari: metodo diretto (sinistra) e con incrementi del carico (destra).

dove $\boldsymbol{L}(\boldsymbol{u})$ è la risposta non lineare del sistema. Si ha $\boldsymbol{L} = \boldsymbol{K} \cdot \boldsymbol{u}$, e l'applicazione del metodo di Newton porta alla scrittura:

$$\boldsymbol{K_n}\boldsymbol{\Delta u_n} = \boldsymbol{R_n} \qquad \boldsymbol{u_{n+1}} = \boldsymbol{u_n} + \boldsymbol{\Delta u_n} \tag{48}$$

dove $\boldsymbol{K_n} = \left(\frac{\partial \boldsymbol{L}(\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{u}}\right)_{\boldsymbol{u_n}}$ e $\boldsymbol{R_n} = \boldsymbol{f} - \boldsymbol{L}(\boldsymbol{u_n})$. $\boldsymbol{K_n}$ quindi serve per determinare la "tangente" nel punto $\boldsymbol{u_n}$ considerato alla curva $\boldsymbol{L}(\boldsymbol{u})$ e $\boldsymbol{R_n}$ è il residuo non lineare che viene ridotto ad ogni iterazione; ad ogni passo $\boldsymbol{u_n}$ viene calcolata la corrispondente matrice $\boldsymbol{K_n}$ e il vettore $\boldsymbol{R_n}$ e si procede a calcolare $\boldsymbol{\Delta u_n}$ per determinare il passo successivo a cui ricalcolare la matrice e il vettore di cui sopra. Si è dimostrato che l'applicazione di questo metodo è efficace per moltissimi problemi e converge alla soluzione qualora si adottino degli opportuni criteri di convergenza riportati in [83]. Per migliorare la convergenza in problemi fortemente non lineari Optistruct procede anche a una divisione del carico in piccoli incrementi: ogni incremento di carico (riferimento a Figure 79, destra) può essere allora trattato nella maniera sopra descritta. La scelta dell'incremento può essere lasciata al solutore (Optistruct prevede una gestione accurata degli incrementi attraverso l'opzione *EXPRTNL*) oppure può essere guidata dall'utente attraverso la definizione dell'incremento massimo, minimo, del numero di incrementi totali e dell'ampiezza del primo incremento.

Il tipo di analisi scelto è la *non-linear-static* (NLSTAT) di Optistruct con solutore *MUMPS* (raccomandato da Altair per analisi NLSTAT). Il caso di carico è stato impostato in questa maniera, seguendo la procedura di [84]:

1) *Precarico di pressione*: un primo *loadstep* è stato impostato per simulare l'effetto della pressione, in maniera da restituire la configurazione di spostamenti e tensioni del cilindro pressurizzato;

2) *Carico non lineare*: un secondo *loadstep* parte dalla configurazione finale del *loadstep 1* (attraverso l'opzione CNTNLSB), viene mantenuta la pressione di gonfiaggio e viene poi applicato lo spostamento in un nodo della sezione estremale del modello introdotto attraverso un *load collector* TLOAD1 contenente i valori dello spostamento, tabellati, rilevati sperimentalmente nel Capitolo 4 .

Alla fine del *loadstep 1* il modello si trova nella configurazione gonfiata e questa passa come stato iniziale del *loadstep 2* nel quale si mantiene la pressione e si applica lo spostamento imposto.

Per terminare le impostazioni, occorre definire delle impostazioni per il solutore, come il numero minimo di incrementi richiesto, l'ampiezza del primo incremento, parametri di convergenza con la card NLPARM. Per questi ultimi (*EPSU, EPSP, EPSW, MAXITER*) sono stati mantenuti quelli di default consigliati, mentre il numero di incrementi è stato impostato a 40 e l'ampiezza del primo step pari a 0.1, per un totale di scala tempi pari a 9.5 (Figure 80, sinistra).

Name	Value
Solver Keyword:	NLPARM
Name:	NLPARM_02
ID:	1
Color:	
Include:	[Master Model]
Card Image:	NLPARM
User Comments:	Hide In Menu/Export
NINC:	40
DT:	0.1
KSTEP:	5
MAXITER:	25
CONV:	UPW
EPSU:	0.001
EPSP:	0.001
EPSW:	1e-07
MAXLS:	
LSTOL:	
TTERM:	9.5
OPTIONS:	NONE

Name	Value
Solver Keyword:	NLADAPT
Name:	NLADAPT
ID:	3
Color:	
Include:	[Master Model]
Card Image:	NLADAPT
User Comments:	Hide In Menu/Export
NCUTS:	☑
VALUE:	20
DTMAX:	☑
VALUE:	0.2
DTMIN:	☐
NOPCL:	☐
NSTSL:	☐
EXTRA:	☑
VALUE:	LINEAR
DIRECT:	☐
STABILIZ:	☐

Figure 80 Sinistra: impostazioni per la card NLPARM che definisce le informazioni per il solutore; destra: NLADAPT che consente di attivare opzioni aggiuntive per il solutore

Dalle prime prove svolte, non riportate per sintesi, la convergenza del modello risulta problematica in prossimità del carico di wrinkling, dove ci si aspetta che le deformazioni nella zona prossima all'incastro diventino significative. Per ovviare a questo inconveniente si fa ricorso al metodo per l'analisi per grandi spostamenti *LGDISP* messo a disposizione per Optistruct: esso consente di attivare la matematica opportuna per trattare problemi con elevati spostamenti.

Oltre a questo, è stata attivata una gestione più accurata del timestep sia attraverso la control card PARAM, EXPRTNL, che attiva degli algoritmi di determinazione e correzione dell'ampiezza degli incrementi, sia impostando un load collector NLADAPT con limite superiore sul timestep e opzioni aggiuntive sul metodo di Newton (Figure 80, destra): in particolare l'opzione EXTRA implica che il valore dell'incremento $\boldsymbol{\Delta u_{n-1}}$ di spostamento ottenuto con l'incremento di carico $\boldsymbol{f_{n-1}}$ sia usato come valore iniziale per il calcolo di $\boldsymbol{\Delta u_n}$ nell'incremento di carico $\boldsymbol{f_n}$: questa opzione si è rivelata fondamentale per permettere la convergenza del modello dopo la comparsa dei primi wrinkle a un certo livello di carico.

Queste impostazioni hanno portato alla convergenza del metodo implicito anche per una condizione post-wrinkling e consentono quindi di valutare l'entità del wrinkling e del carico a cui si verifica.

5.5 Analisi di convergenza e tempo di calcolo

A questo punto, risolti i problemi di convergenza attraverso un opportuno setup delle opzioni del solutore, si può svolgere un'analisi di convergenza al variare del tipo di elementi e dei gradi di libertà per una condizione di post-wrinkling: in questa maniera è possibile determinare quale dei modelli può essere considerato più affidabile per questa condizione.

In Figure 81, sinistra, si riporta la forza di reazione in punta ottenuta per uno spostamento di $21\,mm$ a una pressione di $20\,kPa$ per ogni modello, divisi per tipologia di elementi prevalenti: si osserva che la differenza tra D ed E, entrambi con elementi $QUAD4$ e con gradi di libertà uno il triplo dell'altro, è minima (0.26 %), mentre per gli elementi $TRIA3$ non si osserva, per i modelli testati, una migliore convergenza. Inoltre, da Figure 81, destra, si può desumere che il tempo

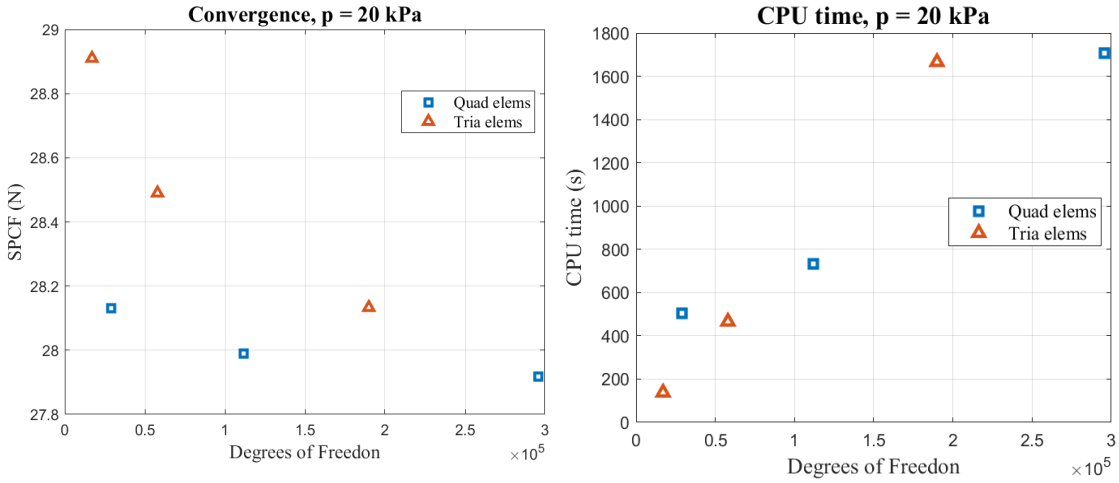


Figure 81 Analisi di convergenza e tempo di calcolo in funzione dei gradi di libertà dei modelli

di calcolo del modello D è circa la metà del modello F ed è a sua volta più accurato: pertanto si può desumere che il modello D con 20.000 elementi QUAD4 è il miglior compromesso tra tempo di calcolo e accuratezza. In Figure 82 si riportano invece le curve $forza/spostamento$ ottenute durante l'analisi di convergenza: si può

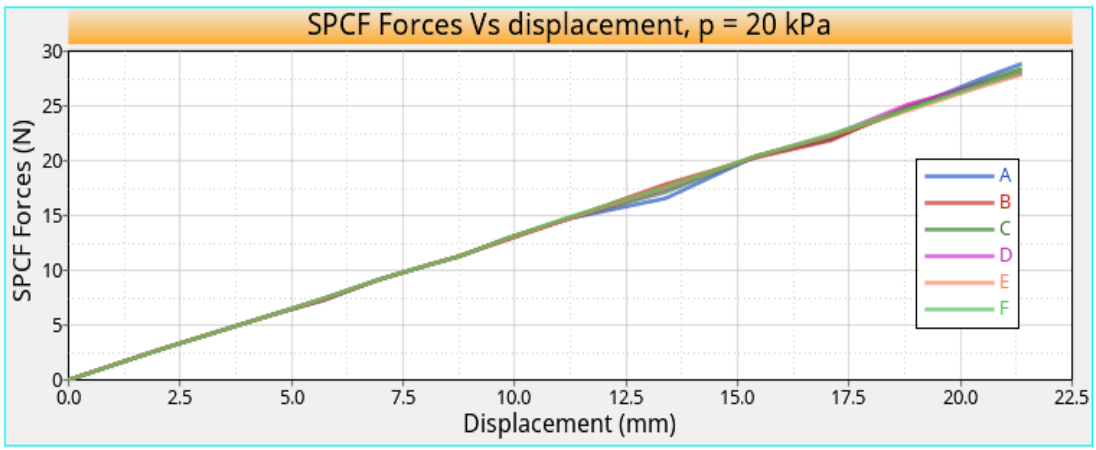


Figure 82 Soluzione del problema non lineare per i diversi modelli esaminati. Si osserva che il modello A presenta delle inaccuratezze rispetto agli altri

osservare come le differenze si accentuino soprattutto per spostamenti elevati in presenza di wrinkling (mostrato in Figure 83).

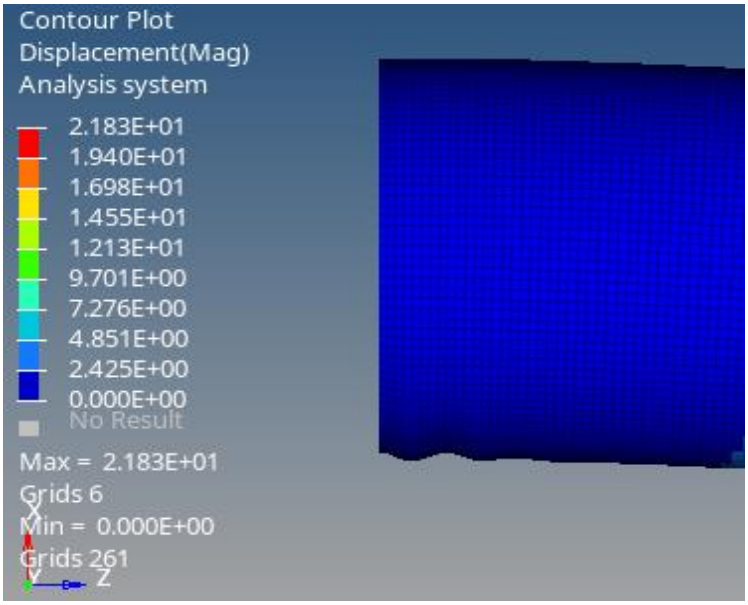


Figure 83 Modello D nell'ultimo punto di calcolo per l'analisi di convergenza: si può apprezzare chiaramente la presenza di pieghe dovute al wrinkling in prossimità della sezione d'incastro

5.6 Confronto del modello FE con dati sperimentali e modello analitico

Una volta messi a punto i parametri di convergenza e i loadstep, è possibile eseguire delle simulazioni sul modello FE al variare della pressione di gonfiaggio, della quale si possono vedere gli effetti in Figure 84. Il modello riesce a simulare il comportamento non lineare della trave, sia dopo il wrinkling, ovvero oltre il termine del tratto lineare della curva, sia in prossimità del collasso, come si può apprezzare in modo evidente per la curva a $p = 10\ kPa$ che presenta un plateau esteso: in questa condizione, un aumento di spostamento non provoca aumenti della forza resistente in punta. La deformazione lineare, la formazione e propagazione dei wrinkle e il collasso sono rappresentati nella sequenza di Figure 85.

Si riportano invece in Figure 86, Figure 87, Figure 88 e Figure 89 i confronti tra il modello FE (in blu), il modello analitico di Veldman corretto (rosso, tratteggiato) e i dati sperimentali (nero, puntinato); le curve ottenute col modello FE e col modello analitico sono state calcolate assumendo un valore del modulo elastico pari a $E = 174\ MPa$, valore ottenuto nel Capitolo 4 con fitting della parte lineare delle curve sperimentali.

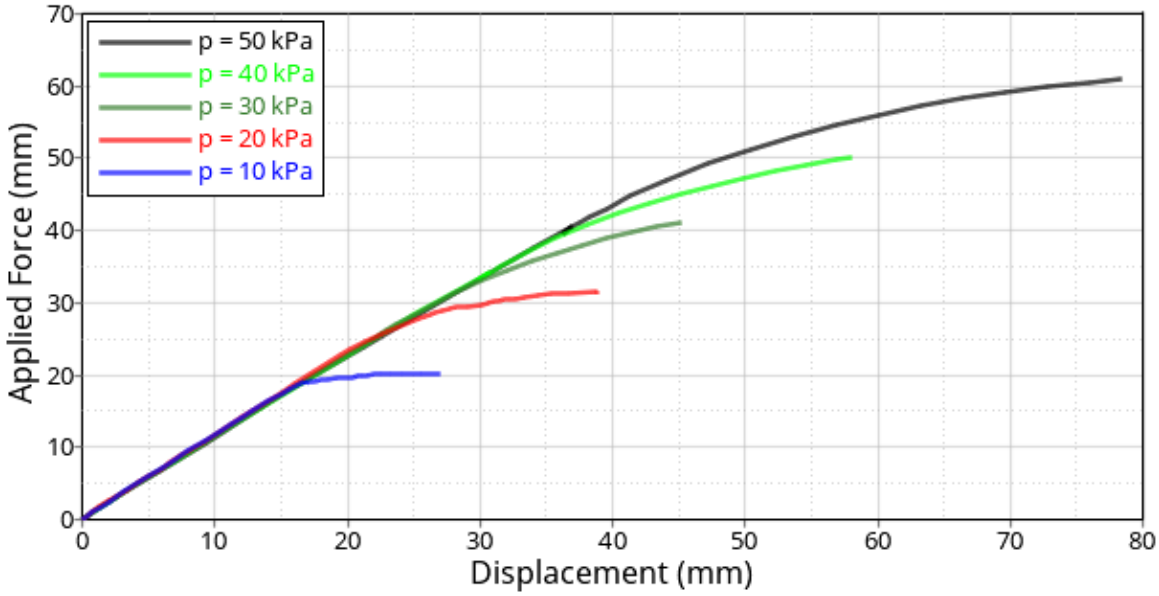


Figure 84 Curva spostamento/forza ottenuta dal modello FE al variare della pressione di gonfiaggio

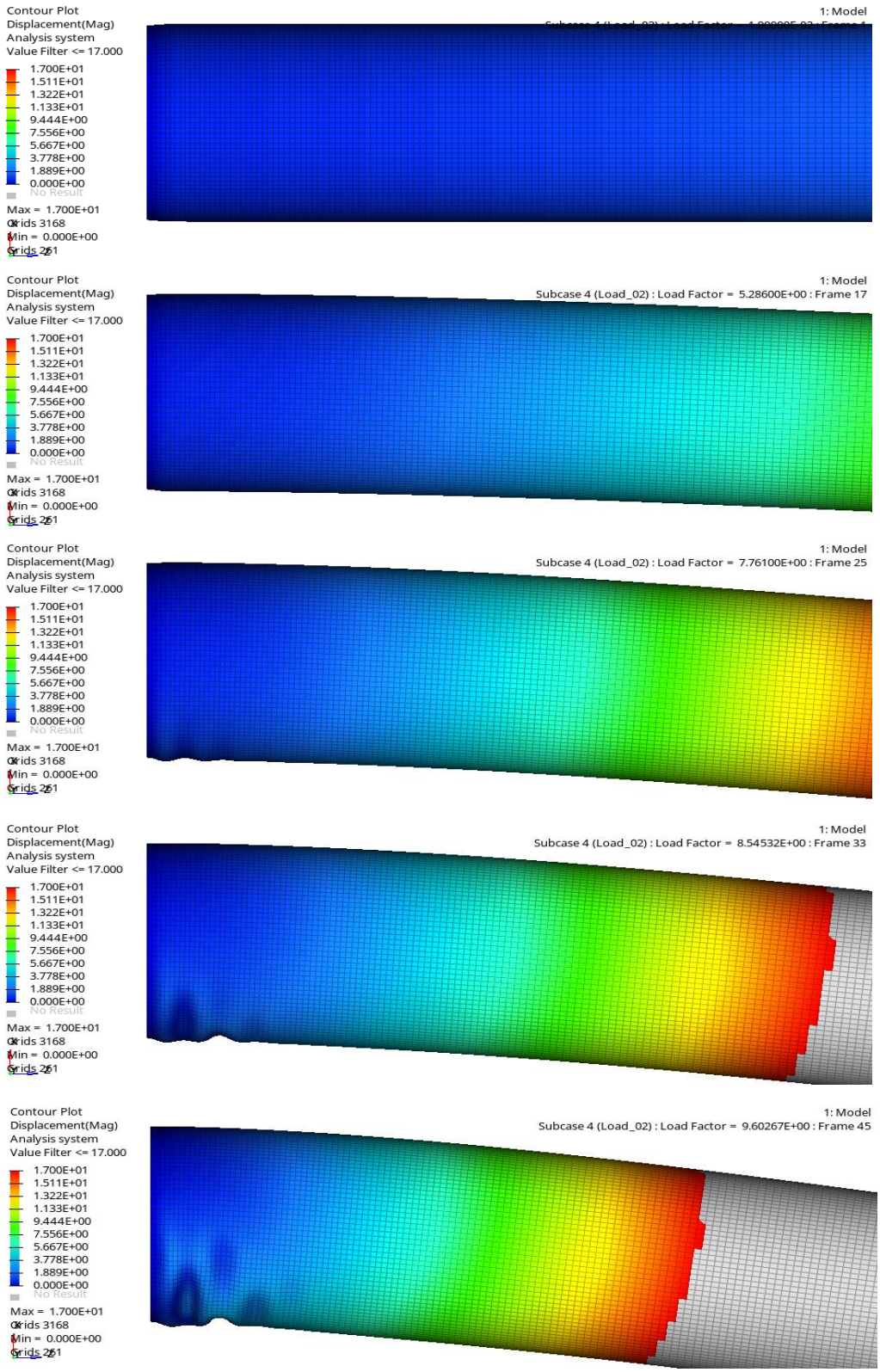


Figure 85 Sequenza che mostra la progressiva deformazione e collasso della trave. Dall'alto: trave indeformata, limite lineare, formazione dei wrinkle, propagazione dei wrinkle, configurazione di collasso ($p = 20$ kPa)

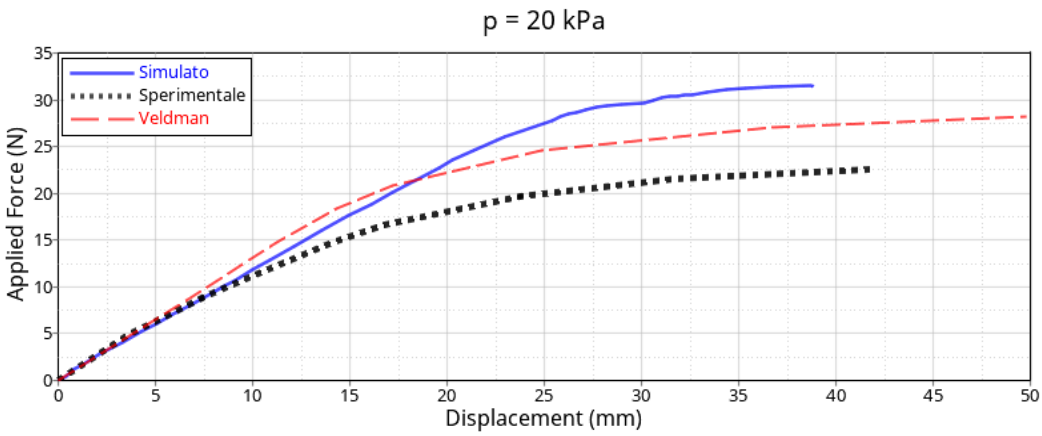


Figure 86 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=20 kPa

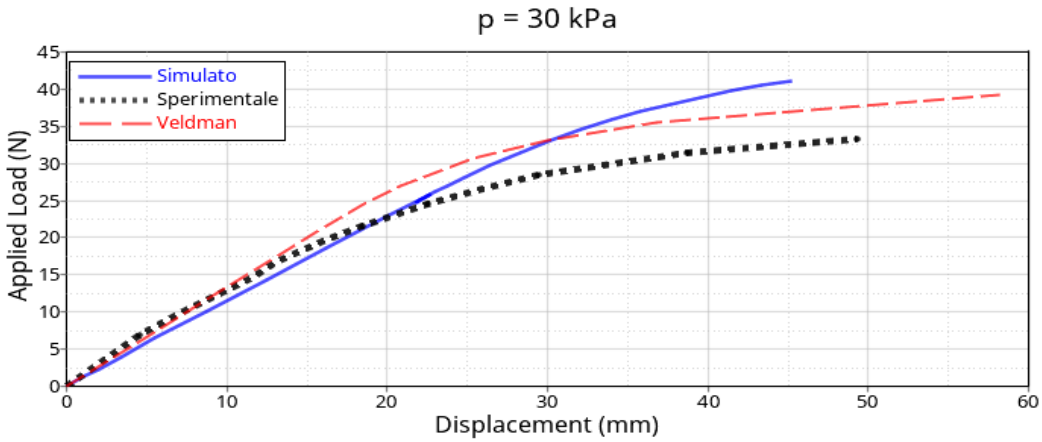


Figure 87 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=30 kPa

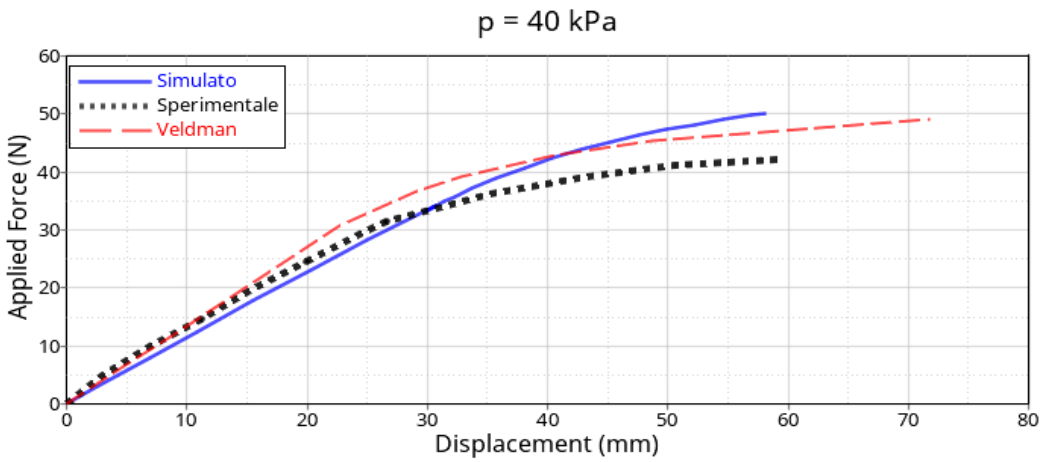


Figure 88 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=40 kPa

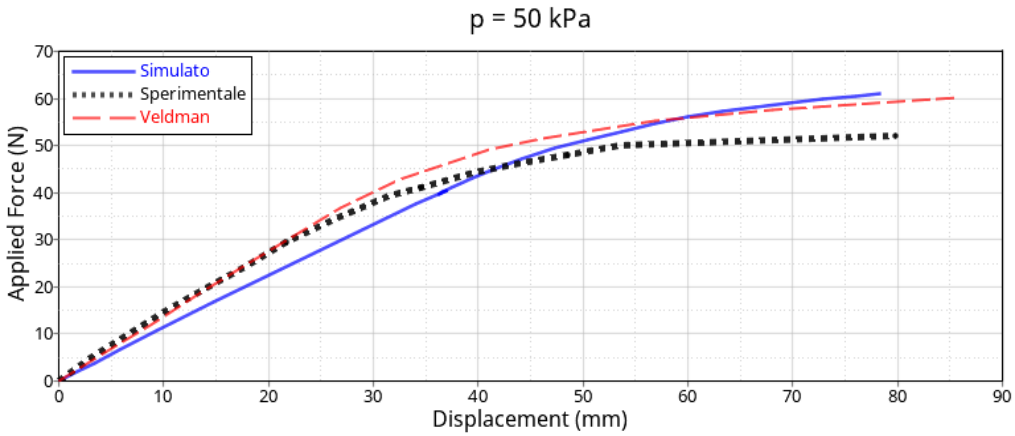


Figure 89 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=50 kPa

5.7 Osservazioni

Sia per pressioni più basse ($20\ kPa$) che per quelle più elevate lo scostamento massimo tra i dati sperimentali e le curve simulate è di circa $8\ N$, massimo raggiunto sempre oltre il limite lineare (quindi in condizione wrinkled). Gli andamenti nella zona lineare sono quasi sovrapponibili per i livelli di pressione più bassi, mentre per $p = 50\ kPa$ la curva simulata è al di sotto della sperimentale. Per tutti i livelli di pressione, il carico di collasso risulta più elevato nel modello FE rispetto a quanto riscontrato sperimentalmente di circa $8\ N$ come sopra riportato, e parimenti il limite della zona lineare.

Le curve simulate col modello FE e col metodo analitico proposto nel Capitolo 2 si discostano nel tratto lineare per pressioni elevate, mentre a basse pressioni di gonfiaggio sono più consistenti ($20\ kPa$); inoltre, le curve ottenute col modello analitico si trovano sempre tra quelle sperimentali e quelle simulate col modello FE nella zona dopo il collasso.

5.8 Conclusioni e proposte

A partire dall'osservazione di Figure 84 e seguenti è possibile concludere che il modello FE presenta qualitativamente un comportamento analogo a quello osservato sperimentalmente: all'inizio della curva di carico la relazione $forza/spostamento$ è lineare, mentre al comparire delle prime pieghe diventa

non lineare e la pendenza diminuisce; all'aumentare della freccia le pieghe si propagano in direzione assiale e circonferenziale fino a quando la struttura non collassa, ovvero non fornisce ulteriori aumenti di resistenza all'aumentare dello spostamento.

D'altra parte, il confronto coi dati sperimentali mostra che il modello FE stima meglio il comportamento della trave a pressioni di gonfiaggio maggiori ($50\ kPa$): l'errore assoluto massimo, difatti, è pressoché costante nei diversi livelli di pressione, mentre aumenta il carico massimo raggiunto, rendendo l'errore relativo inferiore (30% a $20\ kPa$ contro il 15% a $50\ kPa$). Inoltre, come già osservato, il modello FE non prevede che la rigidezza flessionale aumenti all'aumentare della pressione di gonfiaggio; il comportamento lineare viene però simulato meglio per pressioni inferiori.

Le cause di queste discrepanze possono essere molteplici; quelle ritenute più significative sono qui elencate:

- *Previsione della rigidezza*: nel modello FE il carico e lo spostamento sono stati presi all'estremo libero della trave; questo comporta che in questo modo la distanza assiale tra il punto di lettura e la sezione d'incastro aumenti all'aumentare della pressione a causa della dilatazione del materiale, mentre le prese dati sono state fatte applicando il carico e leggendo lo spostamento a una distanza fissa di $L = 470\ mm$ dalla sezione d'incastro. Questa differenza, minima per spostamenti bassi, può aver inciso significativamente per spostamenti elevati;

- *Previsione del limite lineare*: come già osservato nel Capitolo 2 , il fenomeno del wrinkling è un fenomeno di instabilità della trave, e in quanto tale dipende criticamente dalla sua geometria. La presenza di difetti strutturali o inaccuratezze di montaggio possono condurre a una riduzione significativa del carico di instabilità, dal momento che è proprio in presenza di tali difetti che spesso si innesca la deformazione instabile. Il modello FE, d'altra parte, è un modello perfetto con una mesh assialsimmetrica, pertanto è ragionevole attendersi che esso presenti un carico di instabilità maggiore che nella realtà. Per questo fenomeno è inoltre determinante il valore della pressione all'interno della trave.

Alla luce di queste osservazioni è possibile proporre alcuni miglioramenti.

5.8.1 Proposta miglioramenti: apparato sperimentale

Si propone di utilizzare di un sensore più accurato per misurare la pressione la quale, come più volte mostrato, influisce criticamente sul carico di collasso; inoltre, può essere utile applicare il carico e leggere gli spostamenti nel punto superiore di una sezione specifica, e non a una distanza fissa dall'incastro, in modo da "tracciare" una sezione unica; utilizzare un procedimento ripetibile e standardizzato per la realizzazione dei modelli può migliorarne la qualità in maniera da limitare l'introduzione di difetti nella geometria del prototipo.

5.8.2 Proposta miglioramenti: modello FE

La simulazione di un carico o di uno spostamento imposto a una distanza fissa dalla sezione d'incastro è possibile, ma prevede la modellazione di un componente che si muova relativamente alla trave: questo renderebbe la simulazione computazionalmente più onerosa a causa del contatto e dell'attrito. È possibile valutare l'influenza delle imperfezioni strutturali sul carico di instabilità inserendo artificialmente uno scostamento a livello nodale: in questo modo si può simulare, ad esempio, quanto sia sensibile il modello alla presenza dei difetti e in base a ciò fare un raffronto più accurato con quanto osservato sperimentalmente [83].
Un ulteriore approccio alla modellazione può essere l'utilizzo di un solutore esplicito anziché implicito, come ad esempio RADIOSS della suite di Altair: il metodo esplicito non prevede la soluzione di un problema lineare ad ogni iterazione, caratteristica che lo rende più veloce di quello implicito; d'altro canto, esso è condizionatamente stabile, ovvero converge alla soluzione solo se l'incremento è inferiore a una certa soglia proporzionale, tra le altre grandezze, alla lunghezza minima degli elementi e alla densità del materiale, fatto che può portare l'incremento critico ad essere molto basso per modelli "fitti" come il presente. Una soluzione può essere l'aumento della dimensione della mesh, con conseguente rischio di non riuscire a simulare bene i wrinkle, oppure adottare la tecnica del *mass scaling*, ovvero l'aumento fittizio della densità del materiale in maniera da aumentare l'incremento critico; questa tecnica è stata già adottata per la simulazione di strutture gonfiabili in condizioni quasi-statiche [84].

Conclusioni e miglioramenti futuri

L'oggetto principale di questo lavoro è stato lo studio delle condizioni di fattibilità di un robot gonfiabile per applicazioni spaziali e di alcuni metodi per il suo dimensionamento. Questo ha comportato la necessità di comprendere quali siano i materiali che possano essere impiegati nello spazio, il cui ambiente è inadatto alla permanenza per lunghi periodi, soprattutto per i polimeri; attraverso un esame dei fattori di degrado orbitali, dei loro meccanismi e delle soluzioni finora adottate, e con la comparazione con le strutture gonfiabili già messe a punto per applicazioni spaziali, è stato possibile determinare un insieme di polimeri adatti alla realizzazione del braccio robotico gonfiabile e il loro utilizzo in funzione delle proprietà peculiari di ciascuno.

La necessità di poter stimare in anticipo le proprietà meccaniche di un robot con link deformabili ha condotto all'esame di alcuni modelli analitici per le travi gonfiabili sottoposte a flessione, modelli che tentano di descrivere la forma della linea elastica e il carico di instabilità attraverso la conoscenza dei parametri geometrici e del materiale. È stato esaminato in particolare un modello analitico proposto da Veldman col quale è stato possibile valutare l'influenza di ogni parametro sulle proprietà meccaniche della trave: questo ha permesso di fare delle osservazioni utili in sede di progettazione strutturale del link e sulla scelta delle sue caratteristiche. Inoltre, visto l'impiego estensivo dei materiali compositi nelle strutture gonfiabili, sono stati presentati alcuni modelli semplificati utili per la determinazione delle proprietà meccaniche del composito in funzione del tessuto, della stratificazione e dei materiali scelti.

L'importanza della pressione di gonfiaggio, emersa dallo studio della bibliografia, è stata verificata sperimentalmente attraverso un prototipo di link gonfiabile sottoposto a flessione; l'esame dei risultati sperimentali ha confermato da un lato le previsioni qualitative emerse in sede teorica, dall'altro ha permesso di operare una opportuna correzione al modello analitico per renderlo più robusto. Inoltre, attraverso fitting numerico è stato possibile risalire al modulo elastico del materiale, prima ignoto, per poter far dei confronti a parità di materiale: è stato verificato che il modello analitico, nel limite di comportamento lineare, riproduce con buona approssimazione il comportamento reale.

Da ultimo il comportamento della trave è stato simulato attraverso un modello agli elementi finiti, elaborato con un software commerciale, che permettesse di valutare l'effettiva entità delle pieghe di instabilità; per ottenere questo è stato necessario mettere a punto un'analisi non lineare a grandi spostamenti e determinare la combinazione ottimale di parametri che permettesse di raggiungere un compromesso ragionevole tra tempo di calcolo e accuratezza di soluzione. I risultati numerici sono stati confrontati con quelli sperimentali evidenziando le lievi incongruenze e proponendo miglioramenti.

In conclusione, è emerso che il comportamento delle strutture gonfiabili risulta essere di difficile previsione e simulazione; per il futuro occorre ampliare la campagna sperimentale per permettere sia la valutazione dell'influenza di più parametri, sia per validare i risultati numerici e analitici ed eventualmente apportare le correzioni opportune per renderli più realistici. Per lo sviluppo ulteriore del robot occorre, inoltre, studiare la dinamica delle strutture gonfiabili sia analiticamente che sperimentalmente per permettere una messa a punto di un sistema di controllo efficace.

Appendice A

Codice MATLAB della funzione che permette il calcolo della linea elastica secondo il modello di Veldman.

```
   function [Y, Yd, K, thw, ctrl] = linea_elastica_Veldman(geom,
mat, load, discr)

       L = geom.L;
       r = geom.r;
       p = geom.pp;
       t = geom.t;
       Etheta = mat.Etheta;
       Ex = mat.Ex;
       nu12 = mat.nu12;
       nu21 = mat.nu21;
       Q = load;
       Nx = discr;

       % valore dei momenti limite secondo Veldman
       Mcoll = .001.*( (pi/2)^2*p*r^3 + ...
           8^.5/9*pi*Ex*r*t^2.*(   Etheta./Ex   ).^.5.*(   1./(1-
nu12.*nu21) +...
           4*p./Etheta.*(r/t).^2 ).^.5);
       Mwr = .5*Mcoll;

       % Caratteristiche di sollecitazione
       M = @(x) Q*(L-x); % Nmm, momento agente nella sezione alla
coordinata x (mm)

       % funzione ausiliaria, x=theta_w (rad), h = Nmm
       h = @(x) 1/2*(( pi-x+cos(x).*sin(x) )./...
           ( sin(x)+(pi-x).*cos(x) )).*Mcoll*1000;
       X = linspace(0,L,Nx);    % discretizzazione della trave

       % Calcolo della curvatura
       flag=0;

       for i=1:length(X)
           eqn = @(x) h(x) - M(X(i)); %x=theta(radianti)
```

```
            if  M(X(i))>Mwr*1000  &&  M(X(i))<Mcoll*1000       %  c'è
wrikling
                thetaw(i)  = fsolve( eqn, 0 );
                k(i)  = M(X(i))./...
                    (Ex*t*r^3.*(         pi-thetaw(i)+cos(thetaw(i)
).*sin(thetaw(i))));
            else if M(X(i))<Mcoll*1000
                    k(i)=M(X(i))/(pi*Ex*t*r^3);
                    thetaw(i)=0;
                else
                    flag=1;
                    i=length(X); %per uscire
                    disp('Momento eccessivo, collasso della trave')
                    y = zeros(1, length(X));
                    yd = zeros(1, length(X));
                    k = zeros(1, length(X));
                    thetaw = zeros(1, length(X));
                end
            end
        end

      % doppia integrazione
        if not(flag)
            yd(1)  = 0; %condizioni al contorno: trave incastrata
            y(1)  = 0;

            for i=2:length(X)
                yd(i)  = yd(i-1)  + .5*(X(i)-X(i-1))*( k(i)+k(i-1) );
                y(i)  = y(i-1)  + .5*(X(i)-X(i-1))*( yd(i)+yd(i-1) );
            end
            fmax = max(y);
        end

        Y = y;
        Yd = yd;
        K = k;
        thw = thetaw;
        ctrl = flag;

    end
```

Indice delle figure

Figure 1 Esempio di *collaborative robot* 1

Figure 2 Polpo e braccio robotico ispirato ai suoi tentacoli [7]. 2

Figure 3 Esempio di braccio robotico gonfiabile, particolare di un giunto [18]. 6

Figure 4 Braccio robotico *Canadarm2* installato sulla ISS (NASA) 7

Figure 5 Diagramma delle principali fonti di riscaldamento in orbita [41]. 5

Figure 6 Schema riassuntivo degli effetti della temperatura estrema e dei cicli termici. 6

Figure 7 Rappresentazione qualitativa della transizione vetrosa al variare della temperatura. 7

Figure 8 Range di temperatura di applicazione di alcune gomme industriali 8

Figure 9 Sinistra: schema di funzionamento di un MLI; destra: esempio di MLI [34]..... 10

Figure 10 MLI di Cassini visto dall'esterno 11

Figure 11 Sinistra: concentrazione atmosferica di alcune specie gassose al variare dell'altitudine. Si osserva come l'AO è la specie più diffusa [46]. Destra: rappresentazione schematica dell'effetto dell'AO sulla superficie dei polimeri [31], [39]. 12

Figure 12 Sinistra: aspetto della superficie di un provino in Kapton-H esposto ad aggressione di AO [35]. Destra: differenza tra superficie esposta e non esposta di un provino in Kapton esposto per 42 h sullo Space Shuttle (x3500) [39]..... 13

Figure 13 Aspetto di una superficie di Betacloth prima (a) e dopo (b) l'esposizione all'atmosfera orbitale durata circa due anni e mezzo sulla stazione orbitale MIR [36]. 15

Figure 14 Effetto dell'inserimento di ioni Si e B in un substrato di Kapton (linea continua: prima del trattamento, linea tratteggiata: dopo il trattamento) [39] 16

Figure 15 Andamento di alcune grandezze di interesse al variare dell'altitudine s.l.m [39]. 18

Figure 16 Schema delle principali specie gassose presenti in una prova di outgassing [52]. 19

Figure 17 Spettro della radiazione solare media in orbita LEO [39]. 22

Figure 18 Curva di Bragg per Kapton in LEO [39]. 23

Figure 19 Curva di Bragg per alcuni materiali per uno schermo contro le radiazioni (normalizzata rispetto alla dose in superficie) [44]..... 25

Figure 20 Resistenza relativa di alcuni materiali polimerici in una simulazione di missione in orbita LEO della durata di 5 anni [39]. 26

Figure 21 Flusso di neutroni fuoriusciti da una schermatura di spessore variabile [55]. 28

Figure 22 Vista frontale su un danno da detrito su un pannello solare dell'Hubble Space Telescope 30

Figure 23 Andamento del numero di oggetti orbitanti attorno alla Terra catalogati dall'U.S. Space Surveillance Network (Fonte: NASA Orbital Debris Program Office (ODPO)) 30

Figure 24 Distribuzione media degli oggetti orbitanti in funzione dell'altitudine (fonte: NASA ODPO) 31

Figure 25 Tipica configurazione per una struttura gonfiabile per lo spazio [44]. 31

Figure 26 Rappresentazione schematica del principio di funzionamento del Whipple Shield: il detrito viene progressivamente rallentato e frammentato durante il suo attraversamento [58]. 32

Figure 27 Esempio di Whipple Shield rigido: setup sperimentale per HVIT dello schermo del Columbus (sinistra) e composizione della stratificazione dello schermo adottato per il Columbus in esercizio (destra) [44]. 33

Figure 28 Esempio di Whipple Shield flessibile: setup sperimentale per HVIT (sinistra) e riepilogo della stratificazione (destra) [44]. 34

Figure 29 Sinistra: AID sviluppato negli anni '60. Centro: IRDT russo. Destra: airbag di Mars Pathfinder 43

Figure 30 Esempio di TPS (Thermal Protection System) flessibile per applicazione inflatable [60]. 44

Figure 31 IAE in orbita 45

Figure 32 ITSAT solar array 46

Figure 33 BEAM durante la fase di gonfiaggio (fonte: NASA) 47

Figure 35 Coiling (a) e wrapping (b) 48

Figure 34 Esempio di cilindro ripiegato con z-folding 48

Figure 36 Sezione trasversale (sinistra) e sviluppo della trave conica (destra) 49

Figure 37 Cilindro gonfiabile ripiegato ad origami nel suo sviluppo dalla fase ripiegata (in alto a sinistra) alla condizione operativa (in basso a destra) [63]. 49

Figure 38 Cilindri di carta ripiegati secondo diversi tipi di pattern [63]. 49

Figure 39 Diverse fasi della deformazione della trave confrontati con la forma indeformata (sinistra) e andamento qualitativo della reazione della trave all'aumentare dello spostamento (destra). 55

Figure 40 Confronto tra i cinque modelli al variare della pressione. A destra: dettaglio per pressioni molto basse 58

Figure 41 Confronto tra i cinque modelli al variare del raggio (sinistra) e dello spessore (destra) 58

Figure 42 Confronto tra i cinque modelli al variare del modulo elastico 59

Figure 43 Rappresentazione schematica per le convenzioni di segno e definizione di θw 60

Figure 44 Effetto della variazione di p (in alto a sinistra), r (in alto a destra), t (in basso a sinistra), r/t (in basso a destra) 64

Figure 45 Effetto della variazione del materiale, nello specifico Ex(in alto a sinistra), Eθ (in alto a destra), Ex/Eθ (in basso) 65

Figure 46 Rappresentazione della deformata, del momento flettente, della curvatura e dell'angolo di wrinkling in funzione dell'ascissa 67

Figure 47 Effetto della discretizzazione sul calcolo della linea elastica 68

Figure 48 Effetto della variazione della pressione suulla curva forza/spostamento 69

Figure 49 Effetto della pressione di gonfiaggio sulla rotazione della sezione estremale 70

Figure 50 Sinistra: Saturazione della freccia massima all'aumentare della pressione. Destra: Minima pressione di gonfiaggio per non incorrere in wrinkling in funzione del carico 70

Figure 51 Variazione del rapporto r/t (sinistra) e dello spessore (destra) 71

Figure 52 Effetto della variazione di $Ex/E\theta$ (sinistra) e di Ex (destra) 72

Figure 53 Mappa della resistenza e rigidezza specifica per alcuni materiali comunemente adoperati per realizzare compositi [75]. 77

Figure 54 Foto e rappresentazione del pattern tessile di plain (a), twill (b) e satin (c). A destra tessuto biassiale 80

Figure 55 Schema di un laminato: si riconoscono i ply e le diverse orientazioni delle fibre [75]. . 82

Figure 56 Schema semplificato della struttura di due laminati fibrorinforzati e rappresentazione del Representative Volume Element (RVE) [75]. 83

Figure 57 Schema delle direzioni principali in una lamina in composito [75]. 84

Figure 58 Schema del RVE per il calcolo della rigidezza. La banda mediana rappresenta una fibra, mentre le due bande sopra e sotto rappresentano entrambe una porzione di matrice di spessore pari alla metà della distanza media tra fibra e matrice [75]. 85

Figure 59 RVE e nomenclatura per il calcolo della rigidezza trasversale [75]. 86

Figure 60 Schema delle diverse prove meccaniche per caratterizzare un composito unidirezionale [75]..... 87

Figure 61 Curva stress-strain lineare di una fibra e una matrice per determinare il criterio di rottura [75]..... 89

Figure 62 Carico di rottura per laminati ad alta e bassa presenza di fibre [75]. 90

Figure 63 Sistema di riferimento e nomenclatura delle tensioni secondo la lamina (1,2) e secondo un sdr esterno (x,y) e trasformazione delle coordinate per rotazione θ 92

Figure 64 Rappresentazione polare del modulo di rigidezza longitudinale e trasversale per una lamina Epoxy-Kevlar 1D 93

Figure 65 Andamento di Ex e Ey di un laminato al variare dell'angolo di lay-up dei due laminati unidirezionali (sinistra) e variazione dell'anisotropia (destra) 96

Figure 66 Momento di wrinkling al variare dell'angolo theta delle due lamine (sinistra) e freccia. massima (destra) 97

Figure 67 Vista del supporto iniziale; si riconosce l'ingresso dell'aria, in alto. Il nastro grigio segna la lunghezza del prolungamento interno del supporto. 101

Figure 68 Apparato sperimentale. 101

Figure 69 Curve di carico per carichi crescenti e decrescenti, al variare della pressione di gonfiaggio 103

Figure 70 Confronto tra le curve forza-spostamento per carichi crescenti, al variare della pressione 105

Figure 71 Rappresentazione della parte lineare dei dati sperimentali e del modello teorico nel range di variabilità di Ex 107

Figure 72 Valori di media campionaria e varianze del modulo di Young, valor medio campionario e banda di variabilità Ex $\pm$ σEx 2 ottenute col modello con deformazioni radiali 109

Figure 73 Dati sperimentali, valor medio e intervallo di variabilità della curva ottenuta col modello teorico con correzione del raggio. 110

Figure 74 Rigidezza a flessione W in funzione della pressione, con campo di variabilità 111

Figure 75 Confronto tra dati sperimentali e curve di Veldman calcolate con Ex e $Ex \pm \sigma Ex$ 2; in nero il valore del carico di wrinkling previsto con Veldman 112

Figure 76 Rappresentazione della mesh per il modello A (in alto) e D (basso); si riconoscono i vincoli (in nero e grigio) e il nodo di applicazione dello spostamento e lettura della forza di reazione SPCF (in rosso e violetto) 119

Figure 77 Comparazione soluzione lineare del problema agli elementi finiti e dati sperimentali (Capitolo 4). 120

Figure 78 Soluzione lineare per spostamento verticale x = 40 mm. Non si osservano pieghe dovute al wrinkling al contrario da quanto ci si attende dai dati sperimentali 120

Figure 79 Schema di soluzione col metodo di Newton per problemi non lineari: metodo diretto (sinistra) e con incrementi del carico (destra). 122

Figure 80 Sinistra: impostazioni per la card NLPARM che definisce le informazioni per il solutore; destra: NLADAPT che consente di attivare opzioni aggiuntive per il solutore 123

Figure 82 Analisi di convergenza e tempo di calcolo in funzione dei gradi di libertà dei modelli 125

Figure 81 Soluzione del problema non lineare per i diversi modelli esaminati. Si osserva che il modello A presenta delle inaccuratezze rispetto agli altri 125

Figure 83 Modello D nell'ultimo punto di calcolo per l'analisi di convergenza: si può apprezzare chiaramente la presenza di pieghe dovute al wrinkling in prossimità della sezione d'incastro 126

Figure 84 Curva spostamento/forza ottenuta dal modello FE al variare della pressione di gonfiaggio 127

Figure 85 Sequenza che mostra la progressiva deformazione e collasso della trave. Dall'alto: trave indeformata, limite lineare, formazione dei wrinkle, propagazione dei wrinkle, configurazione di collasso ($p = 20$ kPa) 128

Figure 86 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=20 kPa 129

Figure 87 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=30 kPa 129

Figure 88 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=40 kPa 129

Figure 89 Confronto tra curva sperimentale (nero), simulata FE (blu) e analitica (rosso) per p=50 kPa 130

Indice delle tabelle

Tabella 1 Confronto tra robot rigido tradizionale e robot soft [4]. 5

Tabella 2 Valori di R per alcuni polimeri comuni [39]. 13

Tabella 3 Effetto della modificazione della superficie (Sylation) su alcuni polimeri per applicazioni spaziali [39] 16

Tabella 4 Alcuni valori di TML e CVCM per polimeri di uso comune per applicazioni aerospaziali [53] 20

Tabella 5 Risultati di prove di outgassing per compositi a matrice epossidica rinforzati con carbonio (CF), grafite (GF) e Kevlar (KF) [52]. 21

Tabella 6 Fibre strutturali - Tabella qualitativa sulle caratteristiche di resistenza in orbita 39

Tabella 7 Film - Tabella qualitativa sulle caratteristiche di resistenza in orbita 39

Tabella 8 Coating elastomerici - Tabella qualitativa sulle caratteristiche di resistenza in orbita 40

Tabella 9 Fibre - Valori numerici delle principali proprietà fisiche e meccaniche di interesse per applicazioni aerospazio 40

Tabella 10 Film - Valori numerici delle principali proprietà fisiche e meccaniche di interesse per applicazioni aerospazio 41

Tabella 11 Coating - Valori numerici delle principali proprietà fisiche e meccaniche di interesse per applicazioni aerospazio 41

Tabella 12 Materiali per possibile impiego per robot gonfiabili nello spazio, divisi per applicazione 42

Tabella 13 Riepilogo sulle espressioni per il momento critico di collasso per cilindri gonfiabili sottoposti a flessione riportate 57

Tabella 14 Proprietà meccaniche di laminati fibrorinforzati, Vf =50%, a matrice epossidica 78

Tabella 15 Proprietà meccaniche di fibra e matrice 97

Tabella 16 Dimensioni caratteristiche del prototipo di link gonfiabile. 100

Tabella 17 Valor medio e varianza per le prove sperimentali. 106

Tabella 18 Valor medio e varianza per le prove sperimentali attraverso modello con deformazione radiale 109

Tabella 19 Dimensioni in configurazione non pressurizzata e parametri del materiale 118

Tabella 20 Gradi di libertà, numero e tipo (prevalente) di elementi della mesh per ogni modello testato 118

Bibliografia

[1] G. Yang, J. Bellingham, D. P.E., P. Fischer, L. Floridi, R. Full, N. Jacobstein, V. Kumar, M. McNutt, R. Merrifield, B. Nelson, B. Scassellati, M. Taddeo, R. Taylor, M. Veloso, Z. Wang e R. Wood, «The grand challenges of Science Robotics,» *Sci Robot.,* 31 Jan 2018.

[2] J. Hughes, U. Culha, F. Giardina, F. Guenther, A. Rosendo e F. Iida, «Soft Manipulators and Grippers: A Review,» *Front. Robot. AI ,* 3 Mar 2016.

[3] R. Pfeifer, M. Lungarella e F. Iida, «The challenges ahead for bio-inspired 'soft' robotics,» *Commun. ACM 55,* pp. 76-87, 2012.

[4] D. Trivedi, C. D. Rahn, W. M. Kier e I. D. Walker, «Soft robotics: Biological inspiration, state of the art, and future research,» *Appl. Bionics Biomech. 5,* pp. 99-117, 2008.

[5] J. Craig, P. Hsu e S. Sastry, «Adaptive control of mechanical manipulators,» in *Robotics and Automation. Proceedings. IEEE International Conference*, North Carolina, 1986.

[6] C. Feifei e M. Wang, «Design Optimization of Soft Robots: A Review of the State of the Art,» *IEEE Robot. Autom.,* pp. 27-43, 27 Mag 2020.

[7] C. Laschi, M. Cianchetti, B. Mazzolai, L. Margheri, M. Follador e P. Dario, «Soft Robot Arm Inspired by the Octopus,» *Advanced Robotics,* vol. 26, n. 7, pp. 709-727, 2012.

[8] H.-T. Lin, G. G. Leisk e B. Trimmer, «GoQBot: a caterpillar-inspired soft-bodied rolling robot,» *Bioinspir. Biomim.,* n. 6, 2011.

[9] D. Rus e M. T. Tolley, «Design, fabrication and control of soft robots,» *Nature,* n. 521, p. 467–475, 2015.

[10] S. Kim, E. Hawkes, K. Choy, M. Joldaz, J. Foleyz e R. Wood, «Micro artificial muscle fiber using niti spring for soft robotics,» *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems,* pp. 2228-2234, 2009.

[11] N. Elango e A. Faudzi, «A review article: investigations on soft materials for soft robot manipulations,» *Int. J. Adv. Manuf. Technol.,* vol. 80, p. 1027–1037, 2015.

[12] N. G. Cheng, A. Gopinath, L. Wang, K. Iagnemma e A. E. Hosoi, «Thermally Tunable, Self-Healing Composites for Soft Robotic Applications,» *Macromolecular Materials and Engineering,* n. 299, pp. 1279-1284, 2014.

[13] C. Laschi, B. Mazzolai e M. Cianchetti, «Soft robotics: Technologies and systems pushing the boundaries of robot abilities,» *Sci. Robot. 1,* 2016.

[14] R. Merz, F. Prinz, K. Ramaswami, M. Terk e L. Weiss, «Shape Deposition Manufacturing,» Engineering Design Research Center, Carnegie Mellon University, 1994.

[15] A. D. Marchese, R. K. Katzschmann e D. Rus, «A recipe for soft fluidic elastomer robots,» *Soft Robot,* n. doi:10.1089/soro.2014.0022, pp. 7-25, 2015.

[16] M. Schaffner, J. A. Faber, L. R. Pianegonda, P. A. Rühs, F. Coulter e A. R. Studart, «3D printing of robotic soft actuators with programmable bioinspired architectures,» *Nature Communications. 9 (1): 878,* pp. doi:10.1038/s41467-018-03216-w, 28 Feb 2018.

[17] T. Umedachi, V. Vikas e B. A. Trimmer, «Highly deformable 3-d printed soft robot generating inching and crawling locomotions with variable friction legs,» *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (Tokyo),* p. 4590–4595, 2013.

[18] S. Voisembert, N. Mechbal, A. Riwan e A. Aoussat, «Design of a Novel Long-Range Inflatable Robotic Arm: Manufacturing and Numerical Evaluation of the Joints and Actuation,» *Journal of Mechanisms and Robotics,* vol. 5, n. 4, p. 9, 2013.

[19] M. E. Giannaccini, C. Xiang, A. Atyabi, T. Theodoridis, S. Nefti-Meziani e S. Davis, «Novel Design of a Soft Lightweight Pneumatic Continuum Robot Arm with Decoupled Variable Stiffness and Positioning,» *Soft Robotics,* vol. 5, n. 1, pp. 54-70, 2018.

[20] H.-J. Kim, A. Kawamura, Y. Nishioka e S. Kawamura, «Mechanical design and control of inflatable robotic arms for high positioning accuracy,» *Adv. Robot,* vol. 32, pp. 89-104, 2017.

[21] X. Li, K. Sun, C. Guo, T. Liu e H. Liu, «Design, modeling and characterization of a joint for inflatable robotic arms,» *Mechatronics ,* vol. 65, 2020.

[22] S. Sanan, J. Moidel e C. Atkeson., «Robots with Inflatable Links,» in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, St. Louis, MO, 2009.

[23] J. Oliveira, A. Ferreira e J. C. P. Reis, «Design and Experiments on an Inflatable Link Robot with a Built-in Vision Sensor,» *Mechatronics,* vol. 65, 2020.

[24] A. De Luca e W. Book, «Robots with Flexible Elements,» in *In Springer Handbook of Robotics, Siciliano B., Khatib O.*, Berlin, Heidelberg, Springer, 2016, pp. 243-282.

[25] G. E. Fenci e N. G. Currie, «Deployable structures classification: A review,» *International Journal of Space Structures,* vol. 32, n. 2, pp. 112-130, 2017.

[26] D. Cadogan, C. Sandy e M. Grahne, «Development and evaluation of the mars pathfinder inflatable airbag landing system,» *Acta Astronautica,* vol. 50, n. 2, pp. 633-640, 2002.

[27] G. T. Williams, P. K. Malone, F. J. Jankowski e G. J. J. Vendura, «Developing an Inflatable Solar Array,» in *DTIC*, Fort Belvoir, VA, USA, 1992.

[28] R. Freeland, G. Bilyeu, G. Veal, M. Steiner e M. Carson, «Large Inflatable Deployable Antenna Flight Experiment Results,» *Acta Astronautica,* vol. 41, n. 4, pp. 267-277, 1997.

[29] M. Troise, M. Gaidano, P. Palmieri e S. Mauro, «Preliminary Analysis of a Lightweight and Deployable SoftRobot for Space Applications,» *Applied Sciences,* vol. 11, n. 6, 2021.

[30] M. Schenk, A. D. Viquerat, K. A. Seffen e S. D. Guest, «Review of Inflatable Booms for Deployable Space Structures: Packing and Rigidization,» *Journal of Spacecraft and Rockets,* vol. 51, n. 3, pp. 762-778, 2014.

[31] J. Chen e al., «Organic polymer materials in the space environment,» *Progress in Aerospace Sciences,* 2016.

[32] W. Wright, «Polymers in aerospace applications,» *Materials & Design,* vol. 12, n. 4, pp. 222-227, 1991.

[33] J. Bishopp, «Adhesives for Aerospace Structures,» *Handbook of Adhesives and Surface Preparation,* pp. 301-344, 2011.

[34] P. Willis e C.-H. Hsieh, «Space Applications of Polymeric Materials,» *Kobunshi,* vol. 49, n. 2, pp. 52-56, 2000.

[35] W. Larson e J. Wertz, Space Mission Analysis and Design, Microcosm, 1999.

[36] V. Skurat, «Polymers in Space,» in *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, R. Blockley and W. Shyy, 2010.

[37] C. R. Cabrera e F. A. Miranda, Advanced Nanomaterials for Aerospace Applications, Jenny Stanford Publishing, 2015.

[38] E. Grossman e I. Gouzman, «Space environment effects on polymers in low earth orbit,» *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms,* vol. 208, pp. 48-57, 2003.

[39] C. M. Jenkins, «Gossamer Spacecraft, Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications,» *Progress in Astronautics and Aeronautics,* 2001.

[40] M. Pidwirny, «The Greenhouse Effect,» Fundamentals of Physical Geography, 2nd Edition, 2006. [Online]. Available:

http://www.physicalgeography.net/fundamentals/7h.html. [Consultato il giorno 24 Mag 2021].

[41] U.S House Committee on Science and Technology, «Investigation of the Challenger Accident; Report of the Committee on Science and Technology, House of Representatives,» US Government Printing Office, October 29, 1986.

[42] Y. Lu, Q. Shao e H. Yue, «A Review of the Space Environment Effects on Spacecraft in Different Orbits».

[43] J. Marcy, A. Shalanski, M. Yarmuch e al., «Material choices for mars,» *Journal of Material Engineering and Performance,* vol. 13, pp. 208-217, 2004.

[44] R. Destefanis, E. Amerio, M. Briccarello, M. Belluco, M. Faraud, E. Tracino e C. Lobascio, «Space Environment Characterization Of Kevlar®: Good For Bullets, Debris And Radiation Too,» *Universal Journal of Aeronautical & Aerospace Sciences,* vol. 2, pp. 80-113, 2014.

[45] E. Lin, J. Stultz e R. Reeve, «Effective emittance for Cassini multilayer insulation blankets and heat loss near seams,» *Journal of Thermophysics and Heat Transfer,* vol. 10, pp. 357-363, 1996.

[46] V. Vest, «The Effects of the Space Environment on Spacecraft Surfaces,» *John Hopkins APL Technical Digest,* vol. 12, n. 1, 1991.

[47] M. M. Finckenor e K. K. de Groh, «Space Environmental Effects,» in *NASA Researcher's Guide to International Space Station*, NASA ISS Program Science Office.

[48] J. A. Dever e K. D. Kim, «Vacuum Ultraviolet Radiation and Atomic Oxygen Durability Evaluation of HST Bi-Stem Thermal Shield Materials,» NASA Glenn Research Center, Cleveland, 2002.

[49] S. Miller, B. Banks, F. Di Filippo, J. Brady, T. Dever e D. Hotes, «An evaluation of candidate oxidation resistant materials for space applications in LEO,» NASA Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, 1986.

[50] S. Miller e B. Banks, «Degradation of spacecraft materials in the space environment,» *MRS Bulletin,* vol. 35, pp. 20-24, 2010.

[51] J. Nielsen, «Vapor Pressure of Plastic Materials,» *Journal of Applied Physics,* vol. 27, p. 1460, 1956.

[52] M. Pastore, A. Delfini, M. Albano, A. Vricella, M. Marchetti, F. Santoni e F. Piergentili, «Outgassing effect in polymeric composites exposed to space environment thermal-vacuum conditions,» *Acta Astronautica,* vol. 170, pp. 466-471, 2020.

[53] T. Patrick, «Space environment and vacuum properties of spacecraft materials,» *Vacuum,* vol. 31, n. 8-9, pp. 351-357, 1981.

[54] L. Narici, M. Casolino, L. Di Fino, M. Larosa, P. Picozza, A. Rizzo e V. Zaconte, «Performances of Kevlar and Polyethylene as radiation shielding on-board the International Space Station in high latitude radiation environment,» *Nature Scientific Reports,* vol. 7, 2017.

[55] E. Aguayo Navarrete, R. T. Kouzes, A. S. Ankney, J. L. Orrell, T. J. Berguson e M. D. T. Troy, «Cosmic Ray Interactions in Shielding Materials,» US Department of Energy, Pacific Northwest National Laboratory, Richland, WA, 2011.

[56] N. Cherkashina, V. Pavlenko, A. Noskov, N. Novosadov e E. Samoilova, «Using multilayer polymer PI/Pb composites for protection against X-ray bremsstrahlung in outer space,» *Acta Astronautica,* vol. 170, pp. 499-508, 2020.

[57] B. G. Cour-Palais e C. J.L., «A multi-shock concept for spacecraft shielding,» *International Journal of Impact Engineering,* vol. 10, n. 1-4, pp. 135-146, 1990.

[58] K. Yun Ho, C. Chunghyeon, K. Sarath, K. Sathish e K. Chun-Gon, «Hypervelocity impact on flexible curable composites and pure fabric layer bumpers for inflatable space structures,» *Composite Structures,* vol. 176, pp. 1061-1072, 2017.

[59] C. Whipple e J. Thorne, «Performance of Elastomeric Silicones in Ablative and Space Environments,» *Rubber Chemistry and Technology,* vol. 39, n. 4, pp. 1247-1257, 1966.

[60] D. A. Litteken, «Inflatable technology: using flexible materials to make large structures,» in *Proc. SPIE 10966, Electroactive Polymer Actuators and Devices (EAPAD) XXI, 1096603*, 2019.

[61] J. A. Del Corso, F. M. Cheatwood, B. W. E., S. J. Hughes e A. M. Calomino, «Advanced High-Temperature Flexible TPS for Inflatable Aerodynamic Decelerators,» in *21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference*, Dublin, Ireland, 2011.

[62] D. Lichodziejewski, G. Veal, R. Helms, R. Freeland e M. Kruer, «Inflatable Rigidizable Solar Array for Small Satellites,» in *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS structures, structural dynamics, and materials conference*, Norfolk, Virginia, 2003.

[63] M. Schenk, S. Kerr, A. M. Smyth e S. Guest, «Inflatable Cylinders for Deployable Space Structures,» in *Proceedings of the First Conference Transformables*, 2013.

[64] A. Elsabbagh, «Nonlinear finite element model for the analysis of axisymmetric inflatable beams,» *Thin-Walled Structures,* vol. 96, pp. 307-313, 2015.

[65] J.-C. Thomas e C. Wielgosz, «Deflections of highly inflated fabric tubes,» *Thin-Walled Structures,* vol. 42, n. 7, pp. 1049-1066, 2004.

[66] W. G. Davids, «Finite-element analysis of tubular fabric beams including pressure effects and local fabric wrinkling,» *Finite Elements in Analysis and Design,* vol. 44, n. 1-2, pp. 24-33, 2007.

[67] C. Wielgosz, J. Thomas e P. Casari, «Strength of inflatable fabric beams at high pressure,» in *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Denver, US, 2002.

[68] A. Le Van e C. Wielgosz, «Bending and buckling of inflatable beams: Some new theoretical results,» *Thin-Walled Structures,* vol. 43, n. 8, pp. 1166-1187, 2005.

[69] S. Veldman, O. Bergsma e A. Beukers, «Bending of anisotropic inflated cylindrical beams,» *Thin-Walled Structures,* vol. 43, n. 3, pp. 461-475, 2005.

[70] M. Stein e J. Hedgepeth, «Analysis of partly wrinkled membranes,» NASA TN D-2456, 1964.

[71] W. C. e T. J.C., «Deflections of inflatable fabric panels at high pressure,» *Thin-Walled Structures,* vol. 40, n. 6, pp. 523-536, 2002.

[72] L. Brazier, «On the flexure of thin cylindrical shells and other thins sections,» *Proceedings of Royal Society,* vol. 116, pp. 104-114, 1927.

[73] J. Wood, «The flexure of a uniformly pressurized, circular, cylindrical shell,» *Journal of Applied Mechanics,* vol. 25, n. 12, pp. 453-458, 1958.

[74] E. Oñate e B. Kröplin, Textile Composites and Inflatable Structures II, Springer Netherlands, 2008.

[75] E. Barbero, Introduction to composite materials design (3rd edition), CRC press , 2017.

[76] R. Hsissou, R. Seghiri, Z. Benzekri, M. Hilali, M. Rafik e A. Elharfi, «Polymer composite materials: A comprehensive review,» *Composite Structures,* vol. 262, 2021.

[77] E. Greene, Marine Composites, Annapolis, MD: Eric Greene Associates, 1999.

[78] J. Byun e T. Chou, «Mechanics of Textile Composites,» *Comprehensive Composite Materials, Pergamon,* pp. 719-761, 2000.

[79] J. Halpin e J. Kardos, «The Halpin-Tsai equations: A review,» *Polymers Engineering Science,* vol. 16, pp. 344-352, 1976.

[80] K. Apedo, S. Ronel, E. Jacquelin, A. Bennani e M. Massenzio, «Nonlinear finite element analysis of inflatable beams made from orthotropic woven fabric,» *International Journal of Solids and Structures,* vol. 47, n. 16, pp. 2017-2033, 2010.

[81] A. Le Van e C. Wielgosz, «Finite element formulation for inflatable beams,» *Thin-Walled Structures,* vol. 45, n. 2, pp. 221-236, 2007.

[82] W. Fichter, «A theory for inflated thin wall cylindrical beams,» Nasa Techical Note, NASA TND-3466, 1966.

[83] Altair Hyperworks, «Optistruct 2021 Reference Guide».

[84] L. Lampani e P. Gaudenzi, «Numerical simulation of the behavior of inflatable structures for space,» *Acta Astronautica,* 2010.