POLITECNICO DI TORINO

Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Design preliminare di un longherone arrotolabile in materiale innovativo per pannelli solari flessibili con applicazione spaziale



Relatori Enrico Cestino Giacomo Frulla Nicola Giulietti

> **Candidato** Mario Rizzi

Supervisore Aziendale Composite Research

Anno accademico 2020-2021

Abstract

Una richiesta sempre più intensa di missioni spaziali ambiziose, che raggiungano obiettivi lontani e che studino un gran quantitativo di dati scientifici, porta ad un crescente bisogno di generare energia elettrica che soddisfi la potenza necessaria a bordo per alimentare sistemi propulsivi e hardware, al fine di adempiere il più possibile agli scopi di missione prefissati.

La ricerca ingegneristica spinge quindi a superare i più pesanti ed ingombranti pannelli solari tradizionali per puntare a nuovi metodi di dispiegamento e di stivaggio, realizzando pannelli solari flessibili ed arrotolabili, più leggeri e meno voluminosi in fase di trasporto.

Al fine di mantenere una certa rigidezza strutturale dell'intero pannello flessibile vi è però la necessità di realizzare irrigidimenti anch'essi arrotolabili; l'obiettivo di questa tesi è quindi quello di valutare, tramite analisi FEM in ABAQUS, il comportamento di un longherone in materiale innovativo quando esso è soggetto ad un certo carico statico e quando viene arrotolato attorno ad mandrino per lo stivaggio (simulazione dinamica).

Durante le analisi statiche si è variata la geometria del longherone e il materiale in modo da valutare quale fosse la migliore configurazione in termini di stress e spostamento, confrontando i risultati con un calcolo analitico che validasse l'analisi svolta.

Durante le prove dinamiche sono stati analizzati quattro casi di arrotolamento in cui, presa una geometria fissa del longherone, viene variato il materiale e il diametro del cilindro di avvolgimento, validando la struttura per 4 diversi fattori di sicurezza.

In conclusione vengono riassunte le configurazioni migliori, in termini di materiali scelti, geometrie e diametri di arrotolamento le quali possono rappresentare una buona base di partenza per gli sviluppi futuri di questa tecnologia.

Il lavoro svolto, essendo un primo tentativo di studio preliminare, si è avvalso di alcune semplificazioni, per quanto riguarda ad esempio il meccanismo di avvolgimento o anche per come è stata trattata la sezione di radice durante le prove statiche; queste ed altre devono essere tenute in considerazione quando si andranno a realizzare modelli più avanzati o se si vuole testare la struttura in laboratorio, col fine di migliorare i risultati ottenuti e procedere con la realizzazione di un sistema il più possibile competitivo e affidabile.

Sommario

La seguente tesi è suddivisa in diversi capitoli, i quali verranno descritti brevemente per avere un'idea generale del lavoro svolto.

Il capitolo 1 vengono introdotti vari sistemi dispiegabili, il loro stato dell'arte e le loro applicazioni; viene data anche una breve descrizione sulle celle solari e il loro principio di funzionamento.

Nel capitolo 2 viene invece descritto il Madflex, vale a dire il materiale composito innovativo ideato da *Composite Research*, utilizzato per costruire il longherone in esame; ne verranno descritte le principali caratteristiche, il suo comportamento strutturale e le sue applicazioni.

Il capitolo 3 vedrà la descrizione del sistema dispiegabile ROSA (Roll-Out Solar Array) e, partendo da questo, la realizzazione di un modello simile che generi 20kW di potenza; si andrà inoltre a definire una prima sezione trasversale del longherone e una prima scelta dei materiali che compongono il Madflex.

Si procede quindi con il capitolo 4, dove si analizzeranno gli stress e le deformate del longherone quando esso è soggetto a carichi in presenza di un campo gravitazionale pari a 0.1g, tramite simulazioni statiche svolte in ABAQUS; si varieranno gli spessori dei vari materiali, l' area trasversale e il materiale costituente il lato rigido del Madflex.

Per validare le simulazioni statiche svolte, si è ritenuto opportuno un calcolo analitico presentato al capitolo 5. Qui vengono creati vari codici Matlab, in modo da calcolare la matrice ABD della faccia superiore ed inferiore del composito, l'inerzia della sezione trasversale del longherone e la deflessione, confrontando i risultati con quelli generati dalle simulazioni.

Nel capitolo 6 verrà simulato l'appiattimento e l'arrotolamento di una porzione di longherone, tramite simulazione dinamica in ABAQUS; verrà variato sia il materiale, come fatto nelle simulazioni statiche, che il diametro del mandrino di avvolgimento, analizzando in totale quattro casi e valutando per qual fattore di sicurezza massimo la struttura può essere validata.

Nel capitolo 7 verranno presentate alcune considerazioni finali che riguardano in particolare l'ingombro del longherone quando è avvolto attorno ai due mandrini con i diametri usati nella prova dinamica; infine vengono riassunti i commenti fatti durante le simulazioni ed ulteriori suggerimenti utili per continuare gli studi su questo tipo di tecnologia.

Elenco delle figure

1.1	Folding Articulated Square Truss (Crediti JSC NASA)	12
1.2	Diverse tipologie di longheroni dispiegabili	12
1.3	Esempio di struttura a griglia (Crediti [10])	12
1.4	Struttura a traliccio con dispiegamento radiale (Crediti [12])	13
1.5	Dettaglio di un riflettore a maglie per antenne (Crediti [17])	14
1.6	Longheroni utilizzati per irrigidire vele solari	15
1.7	Pannelli solari body mounted sul Cubesat norvegese Ncube-2 (Crediti Bjørn Pedersen)	15
1.8	Rappresetnazione artistica della Sonda Juno con i suoi 40 m^2 di pannelli solari (Crediti NASA/JPL- Caltech)	16
1.9	Esempi di Fold-Out Solar Array	16
$\begin{array}{c} 1.10\\ 1.11 \end{array}$	Stazione Spaziale Internazionale potenziata con i sei pannelli ROSA (Crediti [26]) Cella solare a tripla giunzione GaAs e il suo spettro di assorbimento (Crediti [6])	17 18
$2.1 \\ 2.2$	Doppio comportamento del Madflex a trazione e compressione (Crediti: $CoRe$) Confronto tra lastre di 1 m^2 di diverso materiale con la stessa deflessione sotto lo stesso carico li 2000 N (G_{-} lii: G_{-} P_{-})	19
0.9	di 200 N (Crediti: <i>CoRe</i>)	20
2.3	Rappresentazione del Face Wrinkling (Crediti: $[27]$)	21
2.4	Reverse buckling del Madilex (Crediti: $CoRe$)	22
2.5	Sodilo ultraloggara in Madfley (Crediti: CoRe)	22
2.0 2.7	Sodia a rotalla in Madfley (Crediti: CoRe)	20 92
2.1	Valigia in Madfley (Crediti: $CoRe$)	20
2.0 2.0	Prototipo di antenna dispiegabile ideata da Composite Research (Crediti: CoRe)	$\frac{24}{24}$
$\frac{2.5}{2.10}$	Prototipo della tecnologia DAFNE nella fase dispiegata e di stivaggio (Crediti: $CoRe$)	24
2.10		<u> </u>
3.1	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA	97
3.1 3.2	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: <i>NASA</i> <i>JSC</i>) Configurazione del papnello solare iBOSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26])	27 28
3.1 3.2 3.3	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC)	27 28 29
3.1 3.2 3.3 3.4	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in Catia	27 28 29 30
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC) JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in Catia Sezione curva del longherone con α generico	27 28 29 30 30
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC)	27 28 29 30 30 31
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in <i>Catia</i> Sezione curva del longherone con α generico Rappresentazione delle parti costituenti il materiale composito	27 28 29 30 30 31
 3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 4.1 	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in Catia Sezione curva del longherone con α generico Rappresentazione delle parti costituenti il materiale composito Sketch delle tre parti costituenti il Madflex	27 28 29 30 30 31 34
 3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 4.1 4.2 	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in Catia Sezione curva del longherone con α generico Rappresentazione delle parti costituenti il materiale composito Sketch delle tre parti costituenti il Madflex Disposizione delle fibre in Dyneema e carbonio	27 28 29 30 30 31 34 35
$3.1 \\ 3.2 \\ 3.3 \\ 3.4 \\ 3.5 \\ 3.6 \\ 4.1 \\ 4.2 \\ 4.3 \\$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC)	27 28 29 30 30 31 34 35 36
$\begin{array}{c} 3.1 \\ 3.2 \\ 3.3 \\ 3.4 \\ 3.5 \\ 3.6 \\ 4.1 \\ 4.2 \\ 4.3 \\ 4.4 \end{array}$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in <i>Catia</i> Sezione curva del longherone con α generico Rappresentazione delle parti costituenti il materiale composito Sketch delle tre parti costituenti il Madflex Assembly del modello Vincoli <i>Flex_foam</i> e <i>Rigid_foam</i> . In viola sono rappresentate le <i>slave surfaces</i> mentre in rosso le	27 28 29 30 31 34 35 36
$3.1 \\ 3.2 \\ 3.3 \\ 3.4 \\ 3.5 \\ 3.6 \\ 4.1 \\ 4.2 \\ 4.3 \\ 4.4$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC)	27 28 29 30 31 34 35 36 36
$3.1 \\ 3.2 \\ 3.3 \\ 3.4 \\ 3.5 \\ 3.6 \\ 4.1 \\ 4.2 \\ 4.3 \\ 4.4 \\ 4.5 \\ $	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	27 28 29 30 30 31 34 35 36 36
$3.1 \\3.2 \\3.3 \\3.4 \\3.5 \\3.6 \\4.1 \\4.2 \\4.3 \\4.4 \\4.5 \\4.6$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) . Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in $Catia$ Sezione curva del longherone con α generico Rappresentazione delle parti costituenti il materiale composito Sketch delle tre parti costituenti il Madflex Disposizione delle fibre in Dyneema e carbonio Vincoli $Flex_foam$ e $Rigid_foam$. In viola sono rappresentate le $slave surfaces$ mentre in rosso le master surfaces Mesh utilizzata per la simulazione statica	27 28 29 30 31 34 35 36 37 37
$\begin{array}{c} 3.1 \\ 3.2 \\ 3.3 \\ 3.4 \\ 3.5 \\ 3.6 \\ 4.1 \\ 4.2 \\ 4.3 \\ 4.4 \\ 4.5 \\ 4.6 \\ 4.7 \\ 4.6 \end{array}$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC) Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26]) Modello Pannello Solare Modello 3D del pannello solare in <i>Catia</i> Sezione curva del longherone con α generico Rappresentazione delle parti costituenti il materiale composito Sketch delle tre parti costituenti il Madflex Disposizione delle fibre in Dyneema e carbonio Assembly del modello Vincoli <i>Flex_foam</i> e <i>Rigid_foam</i> . In viola sono rappresentate le <i>slave surfaces</i> mentre in rosso le <i>master surfaces</i> Mesh utilizzata per la simulazione statica Zona di incastro del longherone	27 28 29 30 31 34 35 36 37 37 37 38
$\begin{array}{c} 3.1 \\ 3.2 \\ 3.3 \\ 3.4 \\ 3.5 \\ 3.6 \\ 4.1 \\ 4.2 \\ 4.3 \\ 4.4 \\ 4.5 \\ 4.6 \\ 4.7 \\ 4.8 \\ 6 \end{array}$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	27 28 29 30 31 34 35 36 37 37 38 38
$\begin{array}{c} 3.1 \\ 3.2 \\ 3.3 \\ 3.4 \\ 3.5 \\ 3.6 \\ 4.1 \\ 4.2 \\ 4.3 \\ 4.4 \\ 4.5 \\ 4.6 \\ 4.7 \\ 4.8 \\ 4.9 \\ 4.1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ $	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	27 28 29 30 30 31 34 35 36 37 37 38 38 38 38
$\begin{array}{c} 3.1\\ 3.2\\ 3.3\\ 3.4\\ 3.5\\ 3.6\\ 4.1\\ 4.2\\ 4.3\\ 4.4\\ 4.5\\ 4.6\\ 4.7\\ 4.8\\ 4.9\\ 4.10\\ 4.10\\ 4.11\\ \end{array}$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	27 28 29 30 31 34 35 36 37 37 38 38 38 39 39
$\begin{array}{c} 3.1\\ 3.2\\ 3.3\\ 3.4\\ 3.5\\ 3.6\\ 4.1\\ 4.2\\ 4.3\\ 4.4\\ 4.5\\ 4.6\\ 4.7\\ 4.8\\ 4.9\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.10\\ 4.$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	27 28 29 30 30 31 34 35 36 37 37 38 38 39 39 39
$\begin{array}{c} 3.1\\ 3.2\\ 3.3\\ 3.4\\ 3.5\\ 3.6\\ 4.1\\ 4.2\\ 4.3\\ 4.4\\ 4.5\\ 4.6\\ 4.7\\ 4.8\\ 4.9\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.12\\ 4.$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	27 28 29 30 30 31 34 35 36 37 37 38 38 39 39 39 39
$\begin{array}{c} 3.1\\ 3.2\\ 3.3\\ 3.4\\ 3.5\\ 3.6\\ 4.1\\ 4.2\\ 4.3\\ 4.4\\ 4.5\\ 4.6\\ 4.7\\ 4.8\\ 4.9\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.12\\ 4.13\\ 4.14\end{array}$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	$\begin{array}{c} 27\\ 28\\ 29\\ 30\\ 31\\ 34\\ 35\\ 36\\ 37\\ 37\\ 38\\ 39\\ 39\\ 39\\ 40\\ 40\\ 41\\ \end{array}$
$\begin{array}{c} 3.1\\ 3.2\\ 3.3\\ 3.4\\ 3.5\\ 3.6\\ 4.1\\ 4.2\\ 4.3\\ 4.4\\ 4.5\\ 4.6\\ 4.7\\ 4.8\\ 4.9\\ 4.10\\ 4.11\\ 4.12\\ 4.13\\ 4.14\\ 4.15\end{array}$	ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: $NASA$ JSC)	$\begin{array}{c} 27\\ 28\\ 29\\ 30\\ 31\\ 34\\ 35\\ 36\\ 37\\ 37\\ 38\\ 39\\ 39\\ 39\\ 39\\ 40\\ 40\\ 41\\ 41\\ \end{array}$

$\begin{array}{c} 4.16 \\ 4.17 \\ 4.18 \\ 4.19 \\ 4.20 \end{array}$	Spostamenti al tip al variare dell'angolo α	42 42 43 44 44
$5.1 \\ 5.2 \\ 5.3 \\ 5.4$	Sistema di riferimento locale e globale per un laminato \ldots Sistema di riferimento posizionato al centro del laminato \ldots Sezione trasversale generica di un componente costituente il Madflex \ldots Rigidezza a flessione al variare dell'angolo α per un longherone in Madflex con pelle rigida in	45 46 47
5.5	fibra di carbonio CoRe	48 48
5.6 5.7	Trave incastrata caricata al tip	$\frac{49}{50}$
5.8	Spostamento al tip al variare della sezione trasversale usando come pelle rigida fibre di carbonio CoRe	50
5.9	T700S	50
$\begin{array}{c} 6.1 \\ 6.2 \\ 6.3 \\ 6.4 \\ 6.5 \\ 6.6 \\ 6.7 \\ 6.8 \\ 6.9 \\ 6.10 \\ 6.11 \\ 6.12 \end{array}$	Boom nel modulo Assembly	55 55 56 57 58 58 59 60 60 61 62 62
$6.12 \\ 6.13 \\ 6.14$	Zone di rottura a trazione della pelle rigida e a taglio (S13) della schiuma, con $SF=3$ Zone di rottura a trazione e a compressione della pelle rigida e a taglio (S12) della schiuma, con $SF=2$	64 64
$\begin{array}{c} 6.15 \\ 6.16 \\ 6.17 \end{array}$	In bianco le zone di rottura sull'ultimo layer della pelle rigida	65 66 67
$7.1 \\ 7.2$	Longherone avvolto variando il diametro del mandrino $\dots \dots \dots$	70 70

Elenco delle tabelle

1.1	Riassunto di alcune specifiche tecniche per diverse tecnologie di pannelli solari (Crediti [6])	15
$2.1 \\ 2.2$	Madflex 1.0, primo tipo di Madflex prodotto da Composite Research (Crediti: <i>CoRe</i>) Maximum Structural Performances è capace di rimpiazzare parti structurali metalliche (Crediti:	20
2.3	CoRe)	20 21
3.1	Specifiche del pannello solare	29
3.2	Raggi e spessori dei vari materiali che costituiscono il Madflex	30
3.3	Dati schiuma F130 (Crediti: [35])	31
$3.4 \\ 3.5$	Dati fibra di carbonio CoRe e Dyneema	$\frac{31}{31}$
4.1	σ a rottura per le pelli, tra parentesi le tensioni da considerare scegliendo un SF=3	33
1.4	da considerare scegliendo un $SF=3$	33
4.3	Unità di misura consistenti [37]	34
4.4	Definizione del Dyneema e della fibra di carbonio	35
4.5	Nuova geometria del Madflex, dopo aver variato gli spessori della schiuma e delle pelli $\ .\ .\ .$.	40
4.6	Proprietà della fibra di carbonio T700S, normalizzata al 60% del volume di fibre [41]	43
4.7	σ da considerare per le pelli in fibra di carbonio T700S, tra parentesi è stato applicato un SF=3	40
	[41]	43
5.1	Moduli di Young equivalenti per i vari laminati	47
6.1	Dimensioni degli strati del Madflex usato nella prova dinamica	53
6.2	Definizione del Dyneema e delle fibre di carbonio per la prova dinamica	54
6.3	Composizione del Sandwich per la prova dinamica	54
6.4	Casistiche analizzate	62
0.5 6.6	Iensioni a rottura al variare del lattore di sicurezza per le due fibre di carbonio	62 63
6.7	Resistenze da considerate per la schuma r 150 al variare del fattore di sicurezza	63
6.8	Risultati prova dinamica per longherone in Madflex appiattito con fibra di carbonio CoRe	63
6.9	Risultati prova dinamica per longherone in Madflex arrotolato con fibra di carbonio CoRe	64
6.10	Risultati prova dinamica per longherone in Madflex arrotolato attorno ad un mandrino di 330 mm	
	di diametro, con fibra di carbonio Co Re $\ \ldots\ \ldots\$	65
6.11	Risultati prova dinamica per longherone in Madflex appiattito con fibra di carbonio T700S $\ .\ .\ .$	65
6.12	Risultati prova dinamica per longherone in Madflex avvolto attorno ad un mandrino di 165 mm ,	
0.10	con fibra di carbonio T700S	66
6.13	Risultati prova dinamica per longherone in Madflex avvolto attorno ad un mandrino di $330 mm$,	66
6 14	Configurazioni possibili e fattore di sicurezza massimo raggiunto	67
0.14		07
7.1	Ingombro del longherone arrotolato al variare del diametro del mandrino	70

Indice

El	enco	delle figure	6
El	enco	delle tabelle	8
1	Intr	oduzione	11
	1.1	Stato dell'arte	11
		1.1.1 Montanti dispiegabili	11
		1.1.2 Strutture dispiegabili circolari	13
		1.1.3 Metodi di dispiegamento	13
		1.1.4 Materiali	13
	1.2	Sistemi dispiegabili	13
		1.2.1 Riflettori per antenne	14
		1.2.2 Vele solari \ldots	14
		1.2.3 Pannelli solari	14
	1.3	Celle solari	17
		1.3.1 Principio di funzionamento	17
		1.3.2 Caratteristiche di una cella solare	17
		1.3.3 Sviluppi futuri necessari	18
2	Mac	dflex	19
	2.1	Caratteristiche	19
	2.2	Comportamento strutturale	21
	2.3	Applicazioni	22
		2.3.1 Cerniera in Madflex Integrata	22
		2.3.2 Sedile ultraleggero	22
		2.3.3 MadFlex Smart Wheelchair Seat	23
		2.3.4 MadFlex Smart Style Luggage	23
		2.3.5 Applicazioni spaziali	23
2	Ма	delle	97
3	2 1	POSA Poll Out Solan Annor	21
	ა. ა.ე	Modelle con longherene in Modeler	21
	ე.∠ ეე	Modello con longherone in Madilex	20
	ე.ე ე_∤	Constituitiche dei motoriali	29
	3.4		30
4	Sim	ulazione statica	33
-	4 1	Geometrie	34
	4 2	Materiali	34
	4.3	Sezioni	35
	4.4	Assemblaggio	35
	4.5	Mesh	36
	4.6	Step	36
	$\frac{1.0}{4.7}$	Carico	37
	4.1	Candizioni al contorno	37
	4.0 / 0	Field Output	20 20
	4.9 / 10	Ricultati	38
	4.10	Variaziona dagli spassori	30
	4.11 / 19	Variazione dell'area trasversale	- <u>7</u> 9 - <u>7</u> 0
	4.12	4.12.1 Spostamenti al tip	40 //1
		T.12.1 Spostamenta up	- T T

	4.13 Variazione del materiale	42
	4.14 Commenti	43
5	Calcolo analitico 5.1 Matrici ABD	$ \begin{array}{cccccccccccccccccccccccccccccccccccc$
6	Simulazione dinamica	53
-	61 Geometrie	53
	62 Materiali	54
	6.3 Sezioni	54
	6.4 Assemblaggio	
	6.5 Mesh	
	6.6 Modelli	
	6.6.1 Pressure	56
	6.6.2 Boom Flattening	58
	6.6.3 Boom rolling	60
	6.7 Risultati	61
	6.7.1 Caso 1	63
	6.7.2 Caso 2	64
	6.7.3 Caso 3	65
	6.7.4 Caso 4	66
	6.8 Commenti	67
7	Conclusione	69
	7.1 Ingombro	69
	7.2 Commenti finali	70
Bi	bliografia	75

Capitolo 1

Introduzione

Le prossime decadi rappresenteranno, dal punto di vista dell'esplorazione spaziale, un exploit di missioni sempre più ambiziose. Basti pensare al programma di colonizzazione lunare ARTEMIS [1] o anche come negli ultimi anni Marte sia diventato un pianeta sempre più dinamico dal punto di vista dell'esplorazione robotica [2–4]. Da prendere in considerazione sono anche obiettivi come Urano e Nettuno, lune come Europa, Titano, Ganimede e Callisto, così come i piccoli corpi celesti [5].

Queste missioni future avranno certamente bisogno di sempre più potenza elettrica per soddisfare al massimo quelli che sono gli obiettivi scientifici prefissati, per allungare il tempo di vita di un satellite o rover oppure per alimentare sistemi a propulsione elettrica.

Sebbene i generatori di potenza a radioisotopi siano in generale preferibili, specialmente per missioni verso i pianeti più esterni del sistema solare, in alcuni casi i sistemi a pannelli fotovoltaici possono risultare più convenienti in termini di performance, massa e costo [6]; ha quindi senso che la ricerca tecnologica spinga verso sistemi a pannelli solari con masse e volumi di stivaggio sempre più bassi. Per far fronte proprio a questo bisogno, satelliti, rover e moduli abitativi, fanno molto spesso uso di sotto-sistemi dispiegabili, in cui antenne, radiatori, vele solari e i già citati pannelli fotovoltaici, vengono dapprima stipati durante il lancio e successivamente disposti nella loro posizione operativa.

Una struttura dispiegabile consiste quindi in due parti principali:

- Una struttura deformabile, la quale cambiando forma possa garantire una certa stabilità e rigidezza.
- Una meccanismo di dispiegamento, il quale agendo sulla struttura deformabile, garantisce il dispiegamento stesso attraverso opportune forze.

Il raggiungimento da parte di questi sotto-sistemi di basse masse e bassi volumi di stivaggio, si traduce in un più basso costo di lancio ma anche una riduzione in termini di inerzia, con vantaggi sulla stabilità e sul controllo d'assetto dello spacecraft [7].

1.1 Stato dell'arte

Esiste una grande varietà di sistemi dispiegabili i quali possono essere differenziati per la loro architettura, il loro meccanismo di dispiegamento e i materiali utilizzati; una vasta gamma di queste strutture permette quindi di adattare al meglio il sistema a differenti design di missioni spaziali. Le descrizioni che seguono, le quali sono tratte in larga parte da "Conceptual Design of Deployable Space Structures" [7] e da "Solar Power Technologies for Future Planetary Science Missions" [6], vogliono tracciare un riassunto sullo stato dell'arte attuale di queste strutture.

1.1.1 Montanti dispiegabili

Questo tipo di supporti hanno lo scopo di irrigidire e sostenere, come delle aste, l'intero sistema. Un primo esempio di architettura è quella costituita da una travatura reticolare, dove una serie di longheroni e battenti, collegati attraverso cerniere, permettono alti volumi di dispiegamento e un'alta rigidezza a flessione. Un esempio di questo tipo di architettura è il Folding Articulated Square Truss (FAST), presente sulla Stazione Spaziale Internazionale il quale, con una struttura simile ad un traliccio, sostiene i suoi pannelli solari (vedi figura 1.1). Un altro tipo di architettura è rappresentata dalle strutture a guscio (*shell structure*); queste hanno sezione curva, chiusa o aperta e possiedono spessori sottili. Nella loro configurazione di stivaggio sono arrotolate attorno ad un mandrino e tramite un apposito motorino o anche grazie al rilascio dell'energia di deformazione elastica della struttura stessa, si gestisce l'arrotolamento o lo srotolamento. Gli *Storable Tubular Extendible Member* (STEM) (figura 1.2a), sono un chiaro esempio di questa tipologia di irrigidimenti, dove al momento dello svolgimento,



Figura 1.1: Folding Articulated Square Truss (Crediti JSC NASA)

avremo un'area trasversale circolare, con una possibile leggera sovrapposizione ai bordi. I montanti del tipo



(a) Storable Tubular Extendible Member (Crediti (b) Triangular Rollable and (c) Collapsible Tube Mast (Crediti [9]) NASA)
 Collapsible mast (Crediti [8])

Figura 1.2: Diverse tipologie di longheroni dispiegabili

Triangular Rollable and Collapsible (TRAC) (figura 1.2b), hanno una sezione aperta formata da due parti curve sottili unite in maniera longitudinale da una flangia.

I *Collapsible Tube Mast* (CTM) (figura 1.2c), possiedono invece una sezione chiusa e sono essenzialmente costituti da due parti sottili con un profilo ad omega.

Esiste infine una categoria ibrida tra le strutture *shell* e quelle a traliccio, vale a dire le *grid structures* (figura 1.3). Queste possiedono in generale una sezione circolare e sono rinforzati da aste flessibili disposte in maniera longitudinale, trasversale e diagonale.



Figura 1.3: Esempio di struttura a griglia (Crediti [10])

1.1.2 Strutture dispiegabili circolari

A seconda degli obiettivi di missione o delle esigenze di stivaggio, è possibile avere dei meccanismi di dispiegamento radiali. Si possono avere strutture a traliccio o con aste rinforzanti, con la possibilità di avere stivaggi relativamente semplici come in figura 1.4 o più complicati, realizzando dei veri e propri origami [11].



Figura 1.4: Struttura a traliccio con dispiegamento radiale (Crediti [12])

1.1.3 Metodi di dispiegamento

Esistono essenzialmente tre modi per i quali una struttura può essere dispiegata [7]. Un primo metodo, già descritto in precedenza, consiste nel rilascio dell'energia di deformazione acquisita durante lo stivaggio, una volta che i vincoli esterni vengono rimossi. Il dispiegamento può avvenire però in maniera incontrollata o può essere irregolare ed è quindi necessario che dei meccanismi di controllo gestiscano questa fase.

Un secondo metodo si avvale dell'utilizzo di motorini per garantire il corretto dispiegamento. Questi possono anche gestire, qualora fosse necessario, un ritorno alla forma che il sistema possedeva in fase di stivaggio iniziale. Un ultimo metodo consiste nel gonfiare dall'interno l'intero irrigidimento. Il gas utilizzato è solitamente stivato all'interno di un serbatoio pressurizzato o viene generato per via chimica ed è inviato ad una struttura avente forma spesso tubolare con pareti sottili.

1.1.4 Materiali

Una fase cruciale per la costruzione di sistemi dispiegabili è rappresentata sicuramente dalla tipologia di materiale che si andrà ad utilizzare; la scelta dipende essenzialmente da come il materiale deve essere stivato e successivamente dispiegato. Per le strutture che utilizzano l'alta energia di deformazione avremo materiali come, ad esempio, il berillio, il rame e compositi in fibra di carbonio ad alta resistenza, vale a dire materiali che permettono alte deformazioni elastiche. Vengono presi in considerazione anche materiali compositi che permettono fenomeni di micro-buckling [13] o materiali che possiedono un certo grado di superelasticità [14].

Importanti sono anche i gradienti termici a cui il materiale deve andare in contro durante i periodi di eclissi, per cui è fondamentale avere bassi coefficienti di espansione termica; i materiali compositi in fibra di carbonio sono ottimi da questo punto di vista. Inoltre è possibile realizzare, sempre attraverso l'utilizzo di compositi in fibra di carbonio, delle strutture bi-stabili [15] (*Bi-Stable Over the Whole Lenght - BOWL*), in cui anche una seconda configurazione, vale a dire quella arrotolata, è stabile, eliminando la necessità di forze e quindi apparati aggiuntivi per mantenere la struttura ferma durante lo stivaggio.

Altri materiali sfruttano invece il calore per alterare la propria deformabilità; generalmente sono materiali compositi con una matrice termoplastica ed una volta superata la temperatura di transizione vetrosa, questi possono essere deformati molto facilmente in modo da avere una forma utile allo stivaggio; successivamente vengono raffreddati in modo da recuperare la rigidezza. Il dispiegamento avviene quindi attraverso un processo opposto. Per quanto riguarda il dispiegamento tramite gonfiaggio, vengono usati solitamente laminati sottili di alluminio in combinazione a membrane plastiche come il Kapton [16].

1.2 Sistemi dispiegabili

Come accennato in precedenza, esiste una vasta gamma di sistemi dispiegabili ed in questa sezione se ne descriveranno alcuni, riportando diversi esempi utili che riguardano riflettori per antenne, vele solari ed in particolare pannelli solari, oggetto principale di studio per questa tesi.

1.2.1 Riflettori per antenne

Le nuove applicazioni spaziali richiedono un numero sempre maggiore di flusso di dati che i sistemi satellitari devono scambiare; questo bisogno richiede che si abbiano riflettori con aree sempre maggiori [17]. Diventa quindi fondamentale avere dei volumi di stivaggio piccoli rapportati all'area occupata dal riflettore stesso una volta dispiegato.

Tipicamente per questa struttura (*vedi figura 1.5*), chiamata anche *mesh reflector* avremo delle aste di supporto che possono essere dispiegate o ripiegate più volte, dei cavi a contorno e una rete di cavi che costituisce la superficie geodetica riflettente. Quest'ultima può essere suddivisa a sua volta, in tre parti: due reti di cavi, una posteriore ed una anteriore e un set di cavi di tensione che permettono alle reti di mantenere la loro geometria inalterata. Alcuni esempi di queste strutture è possibile ritrovarli in produttori come ESA (*European Space*)



Figura 1.5: Dettaglio di un riflettore a maglie per antenne (Crediti [17])

Agency) [18], Nortrop Grumman [19] e L3HarrisTMFast. Forward. [20].

1.2.2 Vele solari

Le vele solari sono un tipo di propulsione spaziale, il quale sfrutta la pressione di radiazione di una fonte luminosa, tipicamente il Sole, per permettere le manovre orbitali di uno spacecraft. La forza totale generata F_t , dipende quindi dalla pressione di radiazione P, dall'area A della vela solare e dall'angolo α tra la normale alla superficie della vela e la radiazione incidente. Avremo quindi:

$$F_t = 2PA\cos\alpha$$

dove il coefficiente 2 rappresenta sia la forza incidente che riflettente, di uguale intensità. La pressione P, inoltre, è direttamente proporzionale al flusso di energia W:

$$P \propto \frac{L_s}{4\pi r^2}$$

dove L è la luminosità solare $(3.8422 \times 10^{26} W)$ ed r è la distanza dello spacecraft dalla fonte luminosa.

Questo sistema di propulsione è stato già usato per correzioni orbitali e controllo d'assetto, come nel caso della sonda Mariner 10 e del satellite geostazionario per telecomunicazioni Eurostar E3000, mentre nel 2010 è stata portata con successo la missione IKAROS, dell'agenzia spaziale giapponese JAXA, sfruttando come meccanismo principale di propulsione proprio le vele solari [21], giungendo fino a Venere.

La radiazione generata dal Sole crea comunque una pressione di bassa entità ed è quindi necessario avere grandi aree se si vuole avere un sistema propulsivo che permetta di raggiungere distanze notevoli; riuscire quindi a stivare grandi vele solari, mantenendo il peso e l'ingombro limitato, diventa cruciale per la fattibilità di missioni che utilizzano questo sistema propulsivo. Fondamentale è anche la realizzazione di irrigidimenti che permettano il mantenimento della geometria delle vele e che evitino il più possibile increspature; possono essere utilizzati longheroni gonfiabili o strutture a traliccio come in figura 1.6, come anche boom di tipo TRAC o CTM [22].

1.2.3 Pannelli solari

Per questo tipo di sistemi è possibile riconoscere tre tecnologie principali di utilizzo:

- Body Mounted Solar Array
- Deployable Rigid Solar Array



Figura 1.6: Longheroni utilizzati per irrigidire vele solari

• Deployable Flexible Solar Array

Tabella 1.1: Riassunto di alcune specifiche tecniche per diverse tecnologie di pannelli solari (Crediti [6])

Array Technology	Maximum power	Specific power at 1 AU (W/m^2)	A real power density at 1 AU (W/kg)
Body Mounted Solar Array	$2 \ kW$	N/A	314
Deployable Rigid Solar Array	$25 \ kW$	80	330
Fold-out Solar Array	$120 \ kW$	150	338
Roll-out Solar Array	$25 \ kW$	150	338

Da tabella è possibile notare come diminuendo il volume di stivaggio, usando metodi di dispiegamento che portano ad avere una struttura più compatta possibile al momento del lancio, sia possibile trasportare un pannello solare più grande e quindi con una maggiore potenza specifica. Il livello tecnologico dei Roll-out Solar Array non è ancora completamente maturo, ma in un futuro prossimo si pensa che si potrà raggiungere una potenza di 100 kW.

Body Mounted Solar Array

Questo tipo di pannelli solari non richiedono alcun meccanismo di dispiegamento, poiché sono montati direttamente sulla superficie esterna dello spacecraft. Il loro vantaggio è la relativa semplicità di funzionamento, mentre hanno come svantaggio la scarsa generazione di potenza dovuta alle piccole dimensioni degli stessi pannelli. Vengono perciò utilizzati specialmente per missioni con basse richieste di potenza e montati su superfici relativamente piccole; questa tipologia di pannelli solari trova vasta applicazione in missioni che fanno uso di CubeSat (vedi figura 1.7) o comunque vengono montati sulle superfici libere di una struttura spaziale.



Figura 1.7: Pannelli solari body mounted sul Cubesat norvegese Ncube-2 (Crediti Bjørn Pedersen)

Deployable Rigid Solar Array

Diversamente dai pannelli solari *body mounted*, questi possiedono un meccanismo di dispiegamento proprio. Sono costituiti da vari pannelli rigidi, collegati tramite cerniere; durante il lancio i pannelli rigidi vengono stivati

chiudendosi su se stessi e successivamente questi si aprono a fisarmonica, raggiungendo anche diversi metri di lunghezza. In questo modo la superficie disponibile può raggiungere anche diverse decine di m^2 , aumentando così la potenza generata.

La rigidezza di questi pannelli è data da un substrato in composito, dove il cuore è solitamente un honeycomb in alluminio. Attualmente è il meccanismo di dispiegamento più semplice ed utilizzato in varie missioni spaziali; i pannelli solari possono essere anche dotati di sotto-sistemi per il controllo della temperatura, per prevenire accumulo di particelle cariche e per il puntamento ottimale verso il Sole.



Figura 1.8: Rappresentazione artistica della Sonda Juno con i suoi 40 m^2 di pannelli solari (Crediti NASA/JPL-Caltech)

Deployable Flexible Solar Array

Per questa tipologia di pannelli solari il meccanismo di dispiegamento cambia radicalmente in quanto i pannelli stessi non sono più rigidi ma flessibili. Il substrato viene sostituito da una pelle flessibile, in modo tale da ridurre il peso e da avere la possibilità di stivare pannelli di grandi dimensioni in volumi relativamente piccoli. Sebbene il meccanismo di dispiegamento risulta essere più complesso, grazie a dei telai o booms di supporto, è possibile raggiungere rigidezze, al momento dell'apertura, più elevate rispetto al caso classico di pannelli rigidi. In questo caso particolare si può fare un'ulteriore distinzione:

• Fold-out Solar Array: sono costituiti da pannelli solari flessibili o semi-flessibili, impacchettati l'uno sull'altro quando sono stivati e vengono successivamente dispiegati in maniera longitudinale o circolare attraverso uno o più longheroni. Possiamo ricordare i pannelli solari principali della ISS (figura 1.1) o gli UltraFlex della Orbital ATK, montati sulle navicelle Cygnus, sul rover marziano Phoenix e sul Mars InSight Lander (figura 1.9).



(a) Navicella cargo Cygnus con i pan- (b) Lander InSight sulla superficie di Marte, crediti nelli solari della Orbital ATK dispiegati, NASA/JPL-Caltech crediti: NASA



• Roll-out Solar Array (ROSA): comprendono una pelle flessibile, su cui sono montate le celle solari, la quale viene arrotolata attorno ad un cilindro durante il lancio e successivamente dispiegata, una volta in

orbita, attraverso uno o più longheroni, anch'essi arrotolabili. Questa tecnologia è possibile ritrovarla nei test sperimentali FRUSA (Flexible Rolled-Up Solar Array) del 1973 [24] e nei pannelli usati dal telescopio Hubble nel 1990 [25]. Importanti passi avanti sono stati fatti con il progetto ROSA della DSS, i cui test positivi nel Luglio 2017 a bordo della ISS, hanno permesso di montare a bordo di essa due dei sei pannelli previsti (figura 1.10) .



Figura 1.10: Stazione Spaziale Internazionale potenziata con i sei pannelli ROSA (Crediti [26])

1.3 Celle solari

La prima testimonianza di potenza ottenuta tramite effetto fotovoltaico la ritroviamo nella missione Vanguard I del 1958; da allora la tecnologia ha fatto passi da gigante nello sviluppo delle celle e dei pannelli solari, migliorando massa, costi e capacità di produrre potenza. Fino al 1980 veniva usato principalmente il silicone per creare celle solari ad una sola giunzione, con efficienze che non superavano il 15%. Successivamente, dai primi anni '90, si iniziarono ad utilizzare celle solari a doppia giunzione GaAs, utilizzando un substrato in germanio. Negli anni 2000 le celle solari a tripla giunzione sono diventate uno standard per la maggior parte delle missioni spaziali; attualmente si possono raggiungere efficienze anche del 30% ad 1 AU.

1.3.1 Principio di funzionamento

Una giunzione, chiamata per esteso giunzione p-n, indica l'interfaccia che separa le parti di un semiconduttore sottoposte a drogaggio di tipo differente; con drogaggio si intende l'aggiunta di impurezze all'intero della struttura cristallina del semiconduttore puro, in modo da modificare le proprietà elettroniche del materiale. Avremo quindi un'eccesso di elettroni (zona caricata negativamente), nella zona di tipo n ed un' eccedenza degli stessi nella zona di tipo p (caricata positivamente). Mettendo a contatto queste due zone si ottiene la giunzione, nella quale si instaura un campo elettrico \vec{E} che si oppone alla diffusione di cariche, dalla zona n alla zona p, una volta raggiunta la situazione di equilibrio; applicando una differenza di potenziale V, la giunzione permette il passaggio delle corrente in un solo senso, agendo come un diodo. Per avere una corrente è però necessario che dell'energia venga fornita al semiconduttore per permettere il passaggio degli elettroni dalla banda di valenza a quella di conduzione; la luce, in questo caso, fornisce l'energia necessaria.

1.3.2 Caratteristiche di una cella solare

In figura 1.11 è rappresentata una cella solare a tripla giunzione GaAs. Le tre giunzioni sono ottimizzate per convertire una differente porzione dello spettro solare in corrente elettrica e sono collegate tra loro in serie tramite un *tunnel junction*; con le celle a multi-giunzione si riescono quindi a raggiungere efficienze migliori semplicemente perché i fotoni a più bassa energia (luce con lunghezza d'onda maggiore) possono essere convertiti in corrente dalle giunzioni successive. Le celle solari sono molto spesso costituite da un copertura in vetro, da interconnessioni ed un diodo di by-pass.

• La copertura in vetro antiriflettente è tipicamente utilizzata per migliorare le proprietà ottiche della cella



Figura 1.11: Cella solare a tripla giunzione GaAs e il suo spettro di assorbimento (Crediti [6])

- Le interconnessioni sono utili per connettere le varie celle solari in serie e sono costruiti in Kovar o molibdeno (nel caso fosse necessario una pulizia di tipo magnetico del pannello solare)
- Il diodo di by-pass è utile per generare un percorso alla corrente, nel caso in cui una cella solare fosse in ombra o danneggiata

1.3.3 Sviluppi futuri necessari

La tecnologia dei pannelli fotovoltaici in ambito spaziale possiede ancora capacità limitate in ambienti estremi nelle seguenti situazioni:

- bassa radianza solare e bassa temperatura verso i pianeti esterni del sistema solare
- alta temperatura e alta radianza solare verso i pianeti più vicini al Sole
- ambienti corrosivi, come nelle vicinanze di Venere
- ambienti polverosi come Marte e Luna

Per raggiunge pianeti più esterni o più interni e per svolgere missioni più ambiziose all'interno dell'atmosfera marziana, è quindi necessaria una ricerca nel campo delle celle solari in modo da far fronte a queste limitazioni.

Capitolo 2

Madflex

2.1 Caratteristiche

Il Madflex è un materiale in composito innovativo ideato e creato da *Composite Research* (CoRe), il quale possiede due comportamenti diversi a seconda del lato su cui viene caricato. Il Madflex, infatti, può resistere a carichi di compressione su un lato ed a carichi di trazione sull'altro, come è ben visibile in figura 2.1. Il composito



Figura 2.1: Doppio comportamento del Madflex a trazione e compressione (Crediti: CoRe)

in questione è quindi formato da un cuore centrale in schiuma, mentre le due facce opposte sono in materiale differente, in modo che la struttura acquisisca una grande capacità di flettersi ed addirittura arrotolarsi da un lato ed una grande rigidità quando caricata sull'altro lato.

Tipicamente vengono utilizzate fibre di carbonio per il lato rigido, mentre per il lato flessibile si ha a disposizione il Dyneema o altre fibre aramidiche.

Il Madflex possiede molteplici proprietà tra cui:

- Leggerezza: fino al 20% in meno rispetto ai tradizionali sandwich in composito (a parità di resistenza)
- Trasportabilità: 9marrotolabili in 20cm
- Resistenza strutturale: 5 volte più leggero dell'acciaio a parità di resistenza
- Termoformabilità con possibilità di creare geometrie curve
- Elevata coibentazione paragonabile a quello di una schiuma isolante
- Smorzamento delle vibrazioni: Ideale anche per costruzioni in zone sismiche
- Impatto ambientale ridotto: Fino a 6 volte in meno rispetto all'alluminio.

Il Madflex, rispetto ad una lastra in ABS, risulta essere più leggero di 5-6 volte a parità di rigidezza a flessione e di 3-4 volte a parità di resistenza a flessione.

L'inquinamento emesso per la produzione del Madflex è circa la metà di quello emesso per un pannello in ABS con le stesse proprietà meccaniche, ma con una capacità isolante 5 volte maggiore.

Una valida alternativa al Madflex può essere l'alluminio, ma in termini di rigidezza e resistenza avremo che



Figura 2.2: Confronto tra lastre di 1 m^2 di diverso materiale con la stessa deflessione sotto lo stesso carico di 200 N (Crediti: CoRe)

 $1.8 \ Kg$ di un pannello in Madflex spesso $11 \ mm$, corrispondo a $10 \ Kg$ di una piastra di alluminio spessa $3.5 \ mm$. In figura 2.2, sono rappresentate alcune delle caratteristiche del Madflex paragonate ad altri materiali. Grazie alle infinite varietà di materiali disponibili è possibile creare materiali in Madflex sia per piccoli componenti che per strutture grandi e complesse. Le tabelle 2.1,2.2 e 2.3 riassumono alcune delle caratteristiche dei diversi prototipi in Madflex realizzati.

Tabella 2.1: Madflex 1.0, primo tipo di Madflex prodotto da Composite Research (Crediti: CoRe)

	Unit	Typical value	Test
Thickness	mm	5	
Areal weight	Kg/m^2	1.3	
Tensile strength	Kg/m	500	ASTM D3039/D3039M
Failure bending moment	Nm/m	170	ASTM $D7250/D7250M$
Bending stiffness "rigid side"	Nm^2/m	30	ASTM D7250/D7250M
Bending stiffness "rollable side"	Nm^2/m	0.5	ASTM D7250/D7250M
Flatwise compressive strength	MPa	1.7	ASTM C365/C365M
Heat transfer coeffcient	W/m^2K	7.5	DIN52612

Tabella 2.2: Maximum Structural Performances è capace di rimpiazzare parti strutturali metalliche (Crediti: CoRe)

	Unit	Typical value	Test
Thickness	mm	11	
Areal weight	Kg/m^2	1.8	
Tensile strength	Kg/m	700	ASTM D3039/D3039M
Failure bending moment	Nm/m	480	ASTM $D7250/D7250M$
Bending stiffness "rigid side"	Nm^2/m	240	ASTM $D7250/D7250M$
Bending stiffness "rollable side"	Nm^2/m	1.5	ASTM $D7250/D7250M$
Flatwise compressive strength	MPa	1.5	ASTM $C365/C365M$
Heat transfer coeffcient	W/m^2K	3.6	DIN52612

	Unit	Typical value	Test
Thickness	mm	6	
Areal weight	Kg/m^2	1.65	
Tensile strength	Kg/m	450	ASTM D3039/D3039M
Failure bending moment	Nm/m	230	ASTM D7250/D7250M
Bending stiffness "rigid side"	Nm^2/m	40	ASTM $D7250/D7250M$
Bending stiffness "rollable side"	Nm^2/m	0.6	ASTM $D7250/D7250M$
Flatwise compressive strength	MPa	1.7	ASTM $C365/C365M$
Heat transfer coeffcient	W/m^2K	6.2	DIN52612

Tabella 2.3: Il Cut Resistant è capace di supportare danni da taglio e perforazione (Crediti: CoRe)

2.2 Comportamento strutturale

Il Madflex può essere considerato un materiale asimmetrico per diverse ragioni:

- Diversi spessori delle pelli, anche usando uno stsso materiale per entrambe le facce
- Diversi materiali per la faccia superiore e inferiore
- Facce con diverso spessore e materiale

Come già accennato in precedenza, il Madflex può essere facilmente arrotolato su un lato ed essere rigido dall'altro, questo grazie ai diversi comportamenti a trazione e compressione delle due pelli:

- La pelle rigida è composta da materiale con un grande modulo elastico sia in trazione che compressione, in modo tale da resistere sia a trazione che a compressione. Il materiale usato è sono fibre di carbonio, rinforzate con polimeri e fibre di vetro.
- La pelle flessibile è composta da un materiale che è capace di resistere a trazione, ma oppone una resistenza molto bassa a compressione. I materiali usati per questa faccia sono principalmente Dyneema e fibre aramidiche.

La bassa resistenza a compressione della pelle flessibile è possibile ottenerla sfruttando un difetto, vale a dire il local buckling della pelle. In particolare si avrà un face wrinkling, ben rappresentato in figura 2.3, che può essere facilitato sfruttando diversi fattori:

- Utilizzare una matrice elastomerica per permettere la deformazione della fibre
- Un basso spessore della pelle compressa
- Una bassa densità del core (in prossimità della pelle compressa) o la creazione di gap nel core



Figura 2.3: Rappresentazione del Face Wrinkling (Crediti: [27])

Il doppio comportamento meccanico del Madflex, è quindi realizzabile attraverso il reversible buckling che può essere ottenuto sfruttando i fattori descritti in precedenza in modo intenzionale e controllato; il comportamento è ben descritto in figura 2.4.

Sebbene la pelle flessibile può permettersi questo tipo di comportamento, particolare attenzione deve essere fatta per quella rigida, dove il buckling locale, anche in questo caso di tipo wrinkling, non è una failure che il materiale può permettersi; si avrà quindi un limite sul massimo carico applicabile in compressione, solitamente più basso di quello a rottura.



Figura 2.4: Reverse buckling del Madflex (Crediti: CoRe)

2.3 Applicazioni

Questo materiale innovativo può trovare diverse applicazioni in vari ambiti come quello dei trasporti, aeronautico, spaziale e medico, apportando anche migliorie in oggetti usati nella vita quotidiana. Verranno quindi presentati brevemente alcuni impieghi possibili del Madflex.

2.3.1 Cerniera in Madflex Integrata

Questo tipo di impiego *(figura 2.5)* consiste nel sostituire le classiche cerniere in alluminio con una integrata in Madflex, ottenendo migliori performance, con un risparmio in peso. Avremo inoltre:

- Giuntura ermetica ed impermeabile
- Forte riduzione dei pesi
- Trasmissione ottimale delle tensioni
- Integrazione con il ciclo produttivo
- Abbattimento dei costi di assemblaggio
- Resistenza ai fattori ambientali
- Possibilità di fissare un angolo massimo di curvatura e una forza di richiamo elastico



Figura 2.5: Cerniera integrata in Madflex (Crediti: CoRe)

2.3.2 Sedile ultraleggero

Questo sedile (figura 2.6) trova applicazione nel settore aeronautico, per passeggeri di voli di linea, ma è adattabile all'impiego anche in altri campi. Attraverso l'uso del Madflex avremo:

• Realizzazione su lastra piana e producibile in pressa

- Un facile rivestimento e montaggio
- Uno schienale reclinabile senza l'utilizzo di meccanismi complessi
- Si stima meno di 5kg con il telaio, che equivalgono ad un risparmio di carburante di circa 300000 ${\ensuremath{\mathbb C}}/{\rm anno}$ per aereo



Figura 2.6: Sedile ultraleggero in Madflex (Crediti: CoRe)

2.3.3 MadFlex Smart Wheelchair Seat

Il 90% delle sedie a rotelle hanno una seduta in tessuto con relativi problemi di supporto posturale. Una sedia a rotelle in Madflex, come quella in figura 2.7 garantisce invece una seduta rigida, con la possibilità di ripiegare la stessa in volumi più piccoli garantendone un facile trasporto ed anche una riduzione in peso rispetto alle già esistenti sedie a rotelle rigide.



Figura 2.7: Sedia a rotelle in Madflex (Crediti: CoRe)

2.3.4 MadFlex Smart Style Luggage

Questo tipo di valigia innovativa (figura 2.8) presenta diverse migliorie rispetto ad una tradizionale:

- Più leggera di una valigia tradizionale: meno di 1kg per un trolley di $55{\times}40{\times}20~cm$
- Impermeabile, moderna e resistente con finiture in carbonio
- Riduzione del volume di oltre l'85%,ripiegabile in poche semplici manovre in 3 cm di spessore

2.3.5 Applicazioni spaziali

Il MadFlex è realizzabile in materiali già certificati per il settore spaziale, permettendo quindi la realizzazione di varie strutture, ideate da Composite Research, per tale impiego. Tra queste possiamo ritrovare un'antenna dispiegabile (figura 2.9) dalla forma emisferica, tenuta in fase di stivaggio da quattro bracci in Madflex, dove ognuno di questi è collegato attraverso un cavo in tensione ad una piastra, libera di muoversi lungo un'asta. Il



Figura 2.8: Valigia in Madflex (Crediti: CoRe)



Figura 2.9: Prototipo di antenna dispiegabile ideata da Composite Research (Crediti: CoRe)

movimento della piastra verso l'alto permette quindi di aprire i bracci e dispiegare di conseguenza l'antenna. Di grande interesse sono anche le configurazioni di ambienti dispiegabili per attività umane presentati in [28] e [29].

Infine ritroviamo delle possibili applicazioni anche nell'ambito della generazione di energia elettrica attraverso pannelli solari. Nel 2019 è stato presentato il primo dimostratore della tecnologia DAFNE (Deployable And Flexible Nanosatellite Energy – support), costituito da celle fotovoltaiche arrotolabili su supporto in Madflex retrattile da 3 mm di spessore. Il prototipo è visibile in figura 2.10.



Figura 2.10: Prototipo della tecnologia DAFNE nella fase dispiegata e di stivaggio (Crediti: CoRe)

Rimanendo nell'ambito fotovoltaico spaziale, l'azienda è interessata all'impiego di irrigidimenti per pannelli

solari flessibili e arrotolabili, tramite longheroni in Madflex. La discussione di questo tipo di sistema, che sarà l'argomento principale di questa tesi, verrà svolto più in dettaglio nei capitoli successivi.

Capitolo 3

Modello

In questo capitolo verrà presentato un modello preliminare di pannello solare arrotolabile. Si descriverà per prima cosa il design di ROSA (Roll-Out Solar Array), già accennato nel capitolo 1 e successivamente, sulla base di esso, verrà realizzato un modello con longheroni in Madflex, utile per definire carichi e vincoli per le successive simulazioni statiche e dinamiche.

3.1 ROSA - Roll Out Solar Array

La tecnologia ROSA è un innovativo sistema per pannelli solari in grado di offrire le massime performance dal punto di vista di superfici in gioco e convenienza economica per future missioni spaziali; la NASA selezionò nel 2012 la DSS (Deployable Space System) per sviluppare e testare questo sistema.

L'innovativo design si compone di un pannello flessibile, su cui montare le celle solari, e una componente strutturale principale, vale a dire due longheroni in composito i quali irrigidiscono la struttura ed eliminano il bisogno di pesanti motori per il dispiegamento.

Un unico pannello è in grado di generare un potenza nominale di circa 20 kW, abbastanza per missioni come il posizionamento di un asteroide in orbita lunare o programmi di esplorazione spaziale più ambiziosi e distanti che faranno uso di propulsione elettrica.

Durante il lancio, quindi, il pannello solare è arrotolato attorno ad un cilindro assieme ai due longheroni e una volta che lo spacecraft è in posizione, questi ultimi, grazie all'energia di deformazione immagazzinata negli stessi, srotolano il tutto.

Il primo test in orbita di ROSA è stato lanciato verso la ISS (International Space Station), il 3 Giugno del 2017, all'interno della navicella cargo Dragon della SpaceX durante la missione CSR-11 (Commercial Resupply Services-11). Gli esperimenti su ROSA furono condotti per 7 giorni, dove il pannello solare, in figura 3.1, di $5.4 \times 1.67m$, è stato testato e successivamente sganciato, rientrando e bruciando in atmosfera terrestre, a causa di un errore al sistema di retrazione del pannello [30]. Dopo aver svolto i test necessari, la tecnologia ROSA è



Figura 3.1: ROSA completamente dispiegato a bordo della ISS per condurre i test necessari (Crediti: NASA JSC)

stata ufficialmente implementata a bordo della ISS, dove nel Giugno 2021, sono stati montati due dei sei pannelli solari necessari per aumentare di circa 120kW la potenza generata, con 20kW a pannello. Le dimensioni sono di $19 \times 6 m$ e sono stati posizionati mettendo in ombra parte dei pannelli solari già esistenti, con un angolo rispetto



ad essi di 10°, come in figura 3.2. Come già accennato in precedenza, gli elementi strutturali principali sono

Figura 3.2: Configurazione del pannello solare iROSA una volta montato a bordo della ISS (Crediti [26])

dei longheroni STEM (Storable Tubular Extendible Members, vedi capitolo 1), i quali sono costituiti da sottili laminati in CFRP (Carbon Fiber Reinforced Epoxy); la loro composizione permette all'intero longherone di essere appiattito e arrotolato attorno ad un mandrino, di avere abbastanza energia immagazzinata da permettere il dispiegamento del pannello solare e di mantenere l'intera struttura rigida durante la fase operativa [31].

Nella fase di dispiegamento, una volta sganciati i freni che mantengono i longheroni in posizione di stivaggio, il mandrino contenente sia il pannello solare flessibile che i longheroni, non rimane fisso ma si muove verso il tip, seguendo la direzione di srotolamento degli STEM booms.

Alla fine del dispiegamento, il pannello solare sarà quindi messo in tensione tra il mandrino al tip e una struttura rigida alla radice, la quale è incastrata direttamente al braccio robotico Canadarm della ISS.

Sebbene questo sistema risulti più complesso rispetto ai più classici sistemi a pannelli rigidi, grazie al risparmio in volumi di stivaggio e massa (rispettivamente 33% e 75% in meno in confronto ai sistemi tradizionali a pannelli rigidi [31]) e grazie al fatto che può essere un sistema scalabile, esso risulta in fin dei conti una soluzione per un alto range di missioni spaziali.

3.2 Modello con longherone in Madflex

Una volta avuta un'idea generale degli elementi principali di questa tipologia di sistemi e di come essi funzionano, si vuole creare un modello preliminare di pannello solare arrotolabile che generi una certa potenza e che sia irrigidito da longheroni in Madflex.

Rispetto alla tecnologia ROSA verrà fatta un'importante scelta di design, cioè il mandrino sarà fisso alla radice, mentre una barra tenditrice verrà posta al tip in modo da mantenere in posizione il pannello solare. Questa semplificazione è giustificata dal fatto che un sistema di questo tipo, usando come materiale il Madflex, non è mai stato testato in laboratorio o simulato su un calcolatore.

Per avere un primo modello base si è deciso per prima cosa quanta potenza il pannello solare debba sviluppare; data l'esperienza di ROSA e dato anche quanto questi sistemi risultino fondamentali per missioni ambiziose, si è scelto che 20 kW sia una potenza ragionevole dalla quale partire. In tabella 3.1 sono quindi riassunte alcune delle specifiche per un primo dimensionamento della struttura, dove:

- P è la potenza in kW del pannello solare
- γ_b è la densità superficiale del pannello solare (blanket), comprensiva di substrato flessibile e celle solari
- γ_{sb} è la densità lineare della barra tenditrice (Spreader Bar)
- ϵ è l'irraggiamento delle celle solari, vale a dire la potenza a metro quadro generata da esse
- A è l'area del pannello fotovoltaico
- m_b è la massa del pannello solare
- m_{sb} è la massa della barra tenditrice, calcolata moltiplicando la sua densità lineare per la larghezza d del pannello solare

Tabella 3.1: Specifiche del pannello solare

P	γ_b	γ_{sb}	ϵ	$A=P/\epsilon$	$m_b = A \cdot \gamma_b$	$m_{sb} = \gamma_{sb} \cdot d$
$20 \ kW$	$1.07~Kg/m^2$	$1 \ Kg/m$	$250 \ W/m^2$	$80 m^2$	85.6~Kg	8 Kg

I dati per γ_b , γ_{sb} e ϵ sono stati presi direttamente da "Structural Scaling Parameters for Rectangular Flexible Blanket Solar Arrays" [32].

- La densità superficiale del pannello solare fa riferimento al prototipo MegaROSA [33], il quale si compone di più pannelli ROSA e punta ad una produzione che può andare dai 100 kW a diversi MW di potenza
- L'irraggiamento ϵ è quello corrispondente alle celle solari 3J XTJ/ZTJ, le quali presentano caratteristiche simili a quelle di recente montate sui pannelli ROSA a bordo della ISS [26].
- Per la densità lineare della barra tenditrice si è fatto riferimento a dei casi studio presenti nell'articolo, la quale comunque non va oltre i 5 Kg/m. Data la semplicità del sistema in esame, dove al tip non è presente il mandrino come nel caso ROSA, 1 Kg/m è sembrato un dato abbastanza ragionevole da cui partire.

In figura 3.3 è quindi rappresentato il modello con i longheroni in Madflex con le relative geometrie, dove è stata scelta una larghezza d = 8 m e una lunghezza l = 10 m preliminare, mentre in figura 3.4 è stato creato, per chiarezza, un disegno 3D dello stesso modello.



Figura 3.3: Modello Pannello Solare

3.3 Sezione Longherone

Come visto nel capitolo 1, questo tipo di longheroni, al momento del dispiegamento, possiedono solitamente una sezione curva, che può essere aperta, chiusa o può sovrapporsi. Nel caso di ROSA, gli STEM booms assumono una forma aperta con un angolo della sezione circolare maggiore di 180° e con un diametro di 165 mm circa [26].

Per quanto riguarda il design del longherone in Madflex, facendo riferimento alla figura 3.5, si è scelto di partire da una configurazione in cui $\alpha = 180^{\circ}$ e R = 82.5 mm, quindi con un diametro pari a quello dei longheroni usati in ROSA. È necessario adesso scegliere gli spessori dei vari materiali che costituiscono il Madflex, facendo riferimento alla figura 3.6:



Figura 3.4: Modello 3D del pannello solare in Catia



Figura 3.5: Sezione curva del longherone con α generico

- Rigid Skin: $R_{rs} = R t/2 = 80 mm$
- Flex Skin: $R_{fs} = R + t/2 = 85 mm$
- Foam: $R_{int} = R t/2 = 80 mm$, $R_{ex} = R + t/2 = 85 mm$

Dove R = 82.5 mm è il raggio medio della sezione, t = 5 mm è lo spessore della schiuma ed R_{int} e R_{ex} , sono rispettivamente il raggio interno ed esterno della schiuma.

In tabella 3.2 sono invece descritti i raggi interni ed esterni e gli spessori delle varie parti del composito.

Tabella 3.2: Raggi e spessori dei vari materiali che costituiscono il Madflex

	$\begin{array}{c} R_{int} \\ [mm] \end{array}$	$\begin{array}{c} R_{est} \\ [mm] \end{array}$	t $[mm]$
Pelle rigida	79.52	80	0.48
Schiuma	80	85	5
Pelle flessibile	85	85.48	0.48

La disposizione delle pelli avviene in modo tale da avere la pelle flessibile in compressione durante l'appiattimento e l'avvolgimento del longherone attorno al mandrino, poiché come visto in precedenza al capitolo 2, questa può lavorare in maniera molto più libera quando è caricata in questo modo grazie al fenomeno del reverse buckling. La pelle rigida, invece risulterà in trazione durante l'avvolgimento.

La scelta del raggio medio per la sezione del longherone costituisce anche un punto di partenza per la scelta del diametro del mandrino. Infatti per questa tipologia di sistemi il raggio del cilindro di avvolgimento tende ad essere uguale o simile al raggio della sezione del longherone [34]; si sceglie quindi come prima stima un diametro del mandrino pari a 165 mm.

3.4 Caratteristiche dei materiali

Una volta definite le geometrie si sceglie quindi quali saranno i materiali e le loro proprietà. Per il cuore si ha una schiuma della Divinycell @F, del tipo F130, per la pelle flessibile fibre in Dyneema, mentre per la pelle



Figura 3.6: Rappresentazione delle parti costituenti il materiale composito

rigida invece una fibra di carbonio utilizzata in Composite Research. In tabella 3.3 e 3.4 sono riassunti i dati della schiuma e delle due pelli.

Tabella 3.3: Dati schiuma F130 (Crediti: [35])

	$ ho [tonn/mm^3]$	E [MPa]	ν	$\begin{array}{c} G_c\\ [MPa] \end{array}$
Foam F130	1.3E - 10	60	0.28	30

Tabella 3.4: Dati fibra di carbonio CoRe e Dyneema

	$ ho [tonne/mm^3]$	$E1\\[MPa]$	$E2\\[MPa]$	ν	$G12\\[MPa]$	$G13\\[MPa]$	$G23\\[MPa]$
Fibra di Carbonio CoRe Dyneema	$\begin{array}{c} 1.5E-9\\ 1E-9 \end{array}$	$77100 \\ 22000$	$2900 \\ 100$	$\begin{array}{c} 0.3 \\ 0.05 \end{array}$	$\frac{5500}{200}$	$\frac{5500}{200}$	$\frac{5500}{200}$

Per la disposizione delle fibre due pelli si sceglie una configurazione come quella segnata in tabella 3.5. La

ch
c

	t[mm]	[deg]
Fibra di Carbonio	0.12	0°
Fibra di Carbonio	0.06	45°
Fibra di Carbonio	0.06	-45°
Fibra di Carbonio	0.06	-45°
Fibra di Carbonio	0.06	45°
Fibra di Carbonio	0.12	0°
Schiuma	5	
Dyneema	0.12	0°
Dyneema	0.06	45°
Dyneema	0.06	-45°
Dyneema	0.06	-45°
Dyneema	0.06	45°
Dyneema	0.12	0°

disposizione permette alla struttura di resistere ai carichi a flessione (fibre disposte a 0°) e di avere un minimo di resistenza a torsione (fibre disposte a $\pm 45^{\circ}$) [36].

Definito l'intero modello si può quindi passare alle simulazioni statiche e dinamiche del longherone in Madflex; per entrambe è stato scelto come software ABAQUS.

Capitolo 4

Simulazione statica

In questo capitolo verrà presentata una prima simulazione statica svolta su un longherone in Madflex, scegliendo carichi, geometrie e materiale presentati al capitolo 3. Dopo una prima visualizzazione degli stress e delle deformazioni al tip, verranno presentate ulteriori simulazioni statiche, dove saranno modificate le geometrie e il materiale del longherone.

Questa come tutte le successive simulazioni statiche dovranno soddisfare un requisito minimo di accelerazione a = 0.1g, in modo da riprodurre carichi di docking, di spinta o l'interazione con l'ambiente spaziale come ad esempio la resistenza atmosferica o la pressione radiativa.

Si andrà a verificare che gli stress all'interno del materiali non superino quelli a rottura, rispettando un fattore di sicurezza (SF, safety factor) pari a 3, abbastanza per strutture testate solamente al calcolatore. In tabella 4.1 sono quindi indicati i valori di resistenza a rottura dei vari materiali; da notare che per il Dyneema non avremo una rottura a compressione, poiché grazie al reverse buckling la pelle non lavorerà quando è caricata in questa maniera.

Tabella 4.1: σ a rottura per le pelli, tra parentesi le tensioni da considerare scegliendo un SF=3

	$\sigma_{u,traz}$ [MPa]	$\sigma_{u,comp}$ $[MPa]$
Dyneema	1130	N/A
Fibra di Carbonio CoRe	$(376) \\ 600 \\ (200)$	$570 \\ (190)$

La $\sigma_{u,traz}$ per il Dyneema è stato ricavata dividendo la resistenza di 539 kN/m per lo spessore della pelle $t_{dy} = 0.12 \ mm$.

Per quanto riguarda la schiuma avremo che per la rottura in tensione e in compressione i massimi principali devono rimanere al di sotto della resistenza a trazione e a compressione del materiale, mentre per le rotture a taglio si andranno a verificare che le tensioni ad esso legate non superino i valori di resistenza a taglio del materiale. In tabella 4.2 sono elencati i valori da rispettare.

Tabella 4.2: Resistenza a trazione, a compressione e a taglio della schiuma F130, tra parentesi le resistenza da considerare scegliendo un SF=3

	Compressive Strength $[MPa]$	Tensile Strength $[MPa]$	Shear Strength $[MPa]$
Foam	$1.7 \\ (0.56)$	3.3 (1.1)	1.7 (0.56)

Particolare attenzione deve essere dedicata anche al buckling locale della pelle rigida; la tensione critica σ_{cr} deve essere al di sotto della tensione a compressione lungo la direzione delle fibre. Avremo quindi:

$$\sigma_{cr} = 0.5 (E_f E_c G_c)^{1/3} = 220 MPa$$

Dove E_f è il modulo equivalente del laminato, mentre E_c e G_c sono rispettivamente il modulo di Young e il modulo a taglio del cuore. Si tenga presente che E_f è stato calcolato tenendo conto delle matrici ABD del laminato; i vari passaggi sono illustrati più in dettaglio al capitolo 5.

Questo capitolo sarà quindi diviso in più sezioni, in modo da descrivere passo dopo passo, quali sono stati gli step all'interno del software ABAQUS per creare il modello da testare.

É bene sin da subito scegliere un sistema di unità di misura che sia consistente; poiché le geometrie verranno definite per comodità in mm, si dovranno seguire le unità di misura definite nella seconda colonna in tabella 4.3.

Quantity	SI	SI (mm)	US Unit (ft)	US Unit (inch)
Length	m	mm	ft	in
Force	N	N	lbf	lbf
Mass	kg	tonne $(10^3 \ kg)$	slug	$lbf\cdot s^2/in$
Time	s	s	s	s
Stress	$Pa \ (N/m^2)$	$MPa \ (N/mm^2)$	lbf/ft^2	$psi~(lbf/in^2)$
Energy	J	$mJ \ (10^{-3}J)$	$ft\cdot lbf$	$in \cdot lbf$
Density	kg/m^3	$tonne/mm^3$	$slug/ft^3$	$lbf\cdot s^2/in^4$

Tabella 4.3: Unità di misura consistenti [37]

4.1 Geometrie

Per prima cosa vengono create le geometrie che costituiranno il longherone in Madflex. In ABAQUS, nel modulo *Part*, si creano tre parti denominate:

- Rigid Skin: (Deformable, Shell, Extrusion)
- Flex Skin: (Deformable, Shell, Extrusion)
- Foam: (Deformable, Solid, Extrusion)

In Section Sketch, si definiscono quindi i raggi delle semicirconferenze e lo spessore della schiuma come in figura 4.1 A ciascuna parte si assegna quindi una lunghezza, tramite il comando "Extrusion", di 10000 mm.



Figura 4.1: Sketch delle tre parti costituenti il Madflex

4.2 Materiali

Nel modulo *Materials*, si creano i diversi materiali usati definendo una densità ed una proprietà elastica per ognuno. Per il Dyneema e per la pelle in fibra di carbonio, viene definito un modello di elasticità di tipo lamina, mentre per il foam il materiale viene considerato come un continuo isotropo. Nella definizione del Dyneema viene fatta un'importante assunzione: dato che il materiale presenta due comportamenti completamenti diversi a trazione e compressione ($E_{comp} = 0.5 \ GPa$, $E_{traz} = 22 \ GPa$), si sceglie di caricare il longherone nella sua configurazione migliore, vale a dire quando si manda in trazione il Dyneema e in compressione la pelle rigida. Per avere un materiale bi-modulo è necessario creare una subroutine di tipo UMAT e, seguendo un algoritmo, aggiornare di volta la matrice di rigidezza a seconda della condizione di stress in cui si trova l'elemento FEM; il codice FORTRAN necessario a svolgere questa operazione non è argomento di questa tesi, ma si rimanda per completezza all'articolo "A new computational framework for materials with different mechanical responses in tension and compression and its applications" [38]. In tabella 4.4 vengono definiti i due laminati, dove E1 ed E2 rappresentano rispettivamente i moduli di Young lungo la direzione delle fibre e nella direzione trasversale alle stesse, Nu12 è il coefficiente di Poisson, mentre G_{12} , G_{13} e G_{23} sono i moduli a taglio. Per il Foam avremo invece:

	Mass Density $(tonne/mm^3)$	$E1 \\ (MPa)$	$E2 \\ (MPa)$	Nu12	$\begin{array}{c} G12\\ (MPa) \end{array}$	$\begin{array}{c} G13\\ (MPa) \end{array}$	$\begin{array}{c} \text{G23} \\ (MPa) \end{array}$
Dyneema Carbon Fiber	$1 \cdot 10^{-9}$ $1.5 \cdot 10^{-9}$	$22000 \\ 77100$	$\begin{array}{c} 100 \\ 2900 \end{array}$	$\begin{array}{c} 0.05 \\ 0.3 \end{array}$	$\begin{array}{c} 200 \\ 5500 \end{array}$	$200 \\ 5500$	$200 \\ 5500$

Tabella 4.4: Definizione del Dyneema e della fibra di carbonio

- Mass Density= $1.3 \cdot 10^{-10} (tonne/mm^3)$
- E = 60 MPa
- Nu = 0.28

4.3 Sezioni

A questo punto è necessario assegnare i materiali definiti alle parti precedentemente disegnate tramite i comandi "Create Section" e "Assign Section". Per il Dyneema e le fibre in carbonio, si generano due sezioni shell omogenee, assegnando il materiale, lo spessore, la direzione delle fibre (vedi capitolo 3, tabella 3.5) ed i punti di integrazione, 3 per ogni layer. In figura 4.2 è possibile visualizzare la disposizione delle fibre e lo spessore degli strati; la scelta dell'angolo in cui sono disposte le fibre è stata giustificata al capitolo 3, nella definizione delle caratteristiche del materiale. In totale, lo spessore di ciascuna pelle sarà di 0.48 mm.



Figura 4.2: Disposizione delle fibre in Dyneema e carbonio

Infine viene generata la sezione per la schiuma, di tipo solido omogeneo, scegliendo come materiale il foam stesso creato in precedenza.

Con il comando "Assign Section" si attribuiscono quindi le sezioni create, alle rispettive parti.

4.4 Assemblaggio

Una volta create le parti queste vengono inserite nel modulo Assembly, dove verrà definito l'ambiente di simulazione e le si dispongono in maniera corretta, in modo da formare il composito vero e proprio (fig. 4.3). Affinché i tre materiali rimangano uniti, vi è la necessità di inserire due vincoli che simulino l'adesivo del composito; nel modulo Constraint, si seleziona quindi un vincolo di tipo Tie, in modo da legare due superfici e bloccare il relativo moto tra esse. I vincoli vengono rinominati Flex_foam e Rigid_foam, dove entrambi hanno come master surface la relativa superficie del foam, mentre come slave surface, avremo la pelle flessibile o rigida in base al vincolo in questione. In figura 4.4, è possibile visualizzare meglio il vincolo.



Figura 4.3: Assembly del modello



Figura 4.4: Vincoli *Flex_foam* e *Rigid_foam*. In viola sono rappresentate le *slave surfaces* mentre in rosso le *master surfaces*

4.5 Mesh

Per la pelle rigida e flessibile si utilizzano elementi S4R, vale a dire elementi shell lineari, a 4 nodi con integrazione ridotta [39], mentre per il core si utilizzano elementi del tipo C3D8R, cioè elementi solidi lineari, a 8 nodi con integrazione ridotta [40].

Tramite il comando *Seed Edges*, si crea una mesh lungo l'asse longitudinale del boom avente elementi con bordo di 10 mm. Per i bordi ad arco si avrà una grandezza di 10 per la pelle flessibile, mentre per il core e la pelle rigida si avrà una grandezza degli elementi di 9.8 e 9.3, in modo tale da avere una mesh perfettamente coincidente tra le parti. Infine si definiscono tre elementi lungo lo spessore del Foam, in modo da descrivere meglio il comportamento del materiale altamente deformabile. In figura 4.5 si può avere un'idea migliore di quanto scritto finora.

4.6 Step

In ABAQUS, la definizione di uno step indica la tipologia di simulazione che si andrà a svolgere, la sua durata e le sue caratteristiche. Per questo caso si sceglie un step di tipo *Static, general* con:

- Time period: 1 s
- Nlgeom: On (non linearità geometriche)
- Incrementation type: Automatic
- Maximum number of increments: 1000
- Initial Increment Size: 0.001
- Minimum Increment Size: 1E 5
- Maximum Increment Size: 1
- Equation Solver: Direct

Le altre opzioni presenti vengono lasciate di default.


Figura 4.5: Mesh utilizzata per la simulazione statica

4.7 Carico

Come descritto in precedenza avremo una massa totale del pannello solare di $m_b = 85.6 \ Kg = 85.6e - 3 \ tonn;$ considerando un'accelerazione gravitazionale di $0.1g = 981 \ mm/s^2$ avremo una forza peso:

$$F_{array} = m_b \cdot 981 \ \frac{mm}{s^2} = 83.97 \ N$$

Dato che il pannello solare è per un'estremità incastrato alla radice, vale a dire all'attacco con lo spacecraft e per l'altra è teso dalla barra tenditrice, il peso viene ripartito tra le due zone; essendo la barra tenditrice sorretta dai due longheroni, il peso viene ulteriormente suddiviso in due parti uguali. Oltre al peso del pannello solare è bene considerare anche quello della barra tenditrice, che verrà quindi anch'esso ripartito tra i due longheroni.

$$F_{tip} = \frac{F_{array}}{4} + \frac{F_{sb}}{2} = 24.917N$$

Per applicare il carico al tip si crea quindi un set di nodi, rinominato $Node_tip$ e tramite il comando *Create Load* si sceglie *Concentreted Force*; come regione di applicazione si usa quindi il set di nodi appena generato, mentre il carico si inserisce in CF2 (vale a dire in direzione y). In figura 4.6 possiamo avere una rappresentazione più chiara del carico.

$$CF2 = -\frac{F_{tip}}{n_{nodi}} = -0.148416 \ N$$

Oltre al carico concentrato al tip, si deve considerare il peso stesso del boom. Per fare questo è necessario



Figura 4.6: Carico al tip

inserire un'accelerazione gravitazionale; si usa quindi sempre il comando Create Load e tra le opzioni si sceglie gravity. Nella direzione 2 avremo quindi $-981 \text{ } mm/s^2$.

4.8 Condizioni al contorno

Per le condizioni al contorno, come nel caso del carico, si creerà un set di nodi alla radice, denominato *Node_root*, dove verranno presi solamente i nodi appartenenti al Foam; questo perché, grazie al constraint di tipo *Tie*, i nodi della pelle flessibile e rigida hanno già i loro gradi di libertà che dipendono dai nodi appartenenti alla

superficie della schiuma. Per inserire le condizioni al contorno al nostro modello, è necessario riferirsi al modulo *BCs*; dal comando *Create Boundary Condition*, si sceglie l'opzione *Symmetry/Antisymmetry/Encastre* e come regione di applicazione il set di nodi alla radice precedentemente creato (vedi figura 4.7).



Figura 4.7: Zona di incastro del longherone

4.9 Field Output

In questo modulo è possibile definire quali sono i risultati che riceveremo dal calcolatore una volta terminata la simulazione. Oltre al Field di default, è bene generarne un altro in modo da poter visualizzare strato per strato gli stress all'interno delle pelli.

Le variabili in Output per questo nuovo Field saranno quelle di default scegliendo i punti di sezione che a noi interessano; nella generazione della sezione si sono scelti 3 punti di integrazione per ogni layer, per cui avremo in totale 18 punti di sezione $(n_{layer} \times n_{int,points} = 6 \times 3 = 18)$.

4.10 Risultati

In figura 4.8, è possibile visualizzare la deformata del longherone caricato al tip e soggetto al proprio peso; lo spostamento al tip ottenuto è di -1.953m.



Figura 4.8: Deformata del longherone

In figura 4.9 è possibile visualizzare i vari stress all'interno delle due facce.

Come già accennato in precedenza, per la pelle in Dyneema non si andrà a considerare il lo stress a compressione ma solo in trazione, mentre per lo strato in fibra di carbonio è necessario tenere conto sia della trazione che della compressione.

Come si può notare entrambi i materiali rientrano nei carichi a trazione massimi, mentre per la pelle rigida superiamo quelli a compressione. In figura 4.10 sono rappresentate in nero le zone di rottura o che comunque superano la $\sigma_{u,comp}$ del materiale. Sebbene la zona vicino all'incastro può essere rinforzata, evitando quindi la rottura, non è ammissibile avere delle tensioni a compressione che superino i 190 *MPa* lungo il longherone.

Per quanto riguarda la rottura del cuore in figura, 4.11 sono rappresentate le varie tensioni di interesse. Come si può notare tutti gli stress rimangono al di sotto delle soglie descritte in precedenza in tabella 4.2.

Visti i risultati di questa prima analisi è quindi necessario trovare un modo per far si che le $\sigma_{u,comp}$ della pelle rigida rientrino nei valori ammissibili.

S, S11 Envelope (max) (Avg: 75%) +6.993e+01 +6.346e+01 +5.699e+01 +5.052e+01 +3.758e+01 +3.111e+01 +2.464e+01 +1.817e+01 +1.170e+01 +5.224e+00 -1.247e+00 -7.718e+00	S, S11 Envelope (max) (Avg: 75%) +1.971e+02 +1.765e+02 +1.560e+02 +1.354e+02 +1.148e+02 +9.427e+01 +7.370e+01 +3.256e+01 +1.199e+01 -8.574e+00 -2.914e+01 -4.971e+01	S, S11 Envelope (min) (Avg: 75%) +4.206e+01 +2.273e+01 +3.387e+00 -1.595e+01 -3.529e+01 -5.463e+01 -7.397e+01 -9.331e+01 -9.331e+01 -1.126e+02 -1.513e+02 -1.513e+02 -1.707e+02 -3.156e+02
(a) Duneema	(b) Pelle rigida	(c) Pelle rigida

Figura 4.9: Stress massimi e minimi all'interno della pelle in Dyneema e Fibra di carbonio



Figura 4.10: Zone di rottura per la pelle rigida



Figura 4.11: Tensioni a taglio e massimi principali all'interno del cuore

4.11 Variazione degli spessori

Per far resistere di più il materiale quando è soggetto al carico a flessione al tip, si possono aumentare gli spessori degli strati con le fibre orientate a 0° . Si aggiungono quindi due strati da 0.12 mm sia sulla pelle in Dyneema che sulla pelle in fibra di carbonio, aumentando lo spessore delle due facce fino a 0.72 mm; in figura 4.12 sono rappresentati i nuovi strati realizzati.

Con queste nuove pelli, sono state anche effettuate delle prove statiche analizzando la variazione degli stress e della freccia, facendo diminuire lo spessore del schiuma. Si è notata una diminuzione di tensioni e spostamenti fino ad un valore di $t_{foam} = 4.5 \ mm$. La nuova geometria del Madflex è riassunta in tabella 4.5.

La freccia al tip passa quindi da -1.953~m a -1.1~m, mentre è presente una riduzione degli stress in tutte le componenti del sandwich. In particolare si riesce a contenere la $\sigma_{u,comp}$, la quale raggiunge i -225MPa



Figura 4.12: Aumento degli spessori delle pelli per rinforzare il longherone quando è soggetto a carichi a flessione

Tabella 4.5: Nuova	geometria del Madflex	, dopo aver v	ariato gli spessori	della schiuma	e delle pelli
	0	/ 1			

	$\begin{array}{c} R_{int} \\ [mm] \end{array}$	$\begin{array}{c} R_{est} \\ [mm] \end{array}$	t $[mm]$
Pelle rigida	79.53	80.25	0.72
Schiuma	80.25	84.75	4.5
Pelle flessibile	84.75	85.47	0.72

all'incastro, solamente nei punti finali della sezione ad arco; in figura 4.13 è possibile visualizzare in nero i punti critici. É bene sottolineare come variando lo spessore della pelle in Dyneema, vari anche la sua $\sigma_{u,traz}$ passando



Figura 4.13: Zona di rottura a compressione all'incastro

quindi ad un valore di 748 MPa (250 MPa, considerando un fattore di sicurezza 3), mentre per quanto riguarda la σ_{cr} del buckling locale questa passa a 234.5 MPa. Questi spessori verranno quindi utilizzati per tutte le successive prove statiche e per le prove dinamiche di arrotolamento.

4.12 Variazione dell'area trasversale

Una volta definito il comportamento del longherone soggetto ai carichi a flessione prima descritti, si vuole adesso studiare come variano gli stress e la freccia al variare dell'area trasversale. In particolare si vuole che la massa

dell'intero boom rimanga costante andando a variare sia l'angolo α che il raggio medio R, per cui una sezione con un angolo α minore avrà un raggio di curvatura maggiore e viceversa. In questo modo, oltre che alla massa, rimarrà costante anche l'area trasversale e l'ingombro che il longherone avrà una volta appiattito. Per velocizzare i tempi di costruzione delle varie geometrie in ABAQUS, si è scelto di parametrizzare le dimensioni dei vari componenti al variare di α ; in figura 4.14 è rappresentata la parametrizzazione per la pelle flessibile con $\alpha = 150^{\circ}$.

Name	Current Value	Expression	R101.7
angle	150.	150	
ang_rad	2.61666666667	angle*3.14/180	
r	82.5	82.5	
t	4.5	4.5	
d	266.115	(r+t/2)*3.14	150.0
r_flex	101.7	d/ang_ra d	The second se

Figura 4.14: Esempio di parametrizzazione della pelle in Dyneema su software ABAQUS

Il procedimento è il seguente:

- Si sceglie l'angolo α e lo si trasforma in radianti
- Si definiscono $r \in t$, vale a dire il raggio medio e lo spessore della schiuma che rimangono costanti
- Si calcola d, vale a dire l'ingombro del longherone una volta appiattito, anch'esso costante
- Ci si ricava il raggio nuovo dividendo d per l'angolo α in radianti.

Questa procedura è stata applicata facendo variare α da 60° a 330° (fig. 4.15), con passo di di 30°, creando quindi in totale 10 simulazioni (compresa anche la geometria con $\alpha = 180^{\circ}$).



Figura 4.15: Variazione della area trasversale del longherone

4.12.1 Spostamenti al tip

In figura 4.16 è stato creato, su foglio *Excel*, un grafico rappresentativo degli spostamenti al tip al variare dell'angolo α . Come si può notare, per angoli superiori a 210° la diminuzione della freccia inizia ad essere poco rilevante ed anzi ricomincia ad aumentare per valori che superano i 270°. Per quanto riguarda le simulazioni svolte con angoli pari a $60^{\circ}/90^{\circ}/120^{\circ}$, queste fanno riferimento a prove lineari, in quanto il calcolatore non riusciva a giungere a convergenza quando venivano considerate le non linearità geometriche; le deformazioni non devono essere quindi considerate vicine alla realtà.

4.12.2 Stress

Per quanto riguarda gli stress, di seguito verranno rappresentate in figura 4.17a, 4.17b e 4.17c, delle tabelle che indicano eventuali rotture o casi di buckling locale al variare della sezione trasversale; se la casella è colorata in rosso vuol dire che vi sono problemi relativi alla colonna di riferimento. Le caselle segnate in arancione chiaro indicano gli angoli per i quali sono state svolte prove lineari e per cui i risultati dovranno essere rivisti con più attenzione.

Come si può notare nessuna delle configurazioni realizzate presenta delle problematiche, a parte in piccole zone circoscritte all'incastro come si è visto già nella configurazione a 180° e in alcuni casi di simulazioni lineari.



Figura 4.16: Spostamenti al tip al variare dell'angolo α

Angolo	Rottura a Trazione	Rottura a compressione	Buckling locale	Angolo	Rottura A trazione
60°	(solo incastro)			60°	
90°				90°	
120°				120°	
150°				150°	
180°				180°	
210°				210°	
240°				240°	
270°				270°	
300°				300°	
330°				330°	

(a) Fibra di carbonio CoRe

(b) Dyneema



(c) Schiuma

Figura 4.17: Tabelle indicative sullo stato del materiale al variare di α

4.13 Variazione del materiale

Oltre che all'area trasversale del longherone, si è scelto anche di variare il materiale costituente la pelle rigida, utilizzando una fibra di carbonio unidirezionale del tipo T700S. I dati sono rappresentati in tabella 4.6 mentre la $\sigma_{u,comp}$, la $\sigma_{u,traz}$ e la σ_{cr} di buckling in tabella 4.7.

Come nel caso precedente si vanno a verificare gli spostamenti al tip e gli stress al variare della geometria della sezione trasversale. Come si può notare dalla figura 4.18, abbiamo una diminuzione generale della freccia del 33%, grazie al più alto modulo di Young E1 della fibra T700S. Anche in questo caso per le geometrie con $\alpha = 60^{\circ}/90^{\circ}/120^{\circ}$, non si è riusciti a raggiungere una convergenza per prove non lineari. Per le tensioni si continua ad avere una situazione simile alla precedente, in cui vengono rispettati gli stress ammissibili (fig.

Tabella 4.6: Proprietà della fibra di carbonio T70	00S, normalizzata al $60%$ del volume di fibre [41]
--	--	-----

	Mass Density $(tonne/mm^3)$	$E1 \\ (MPa)$	$E2 \\ (MPa)$	Nu12	$\begin{array}{c} G12\\ (MPa) \end{array}$	$\begin{array}{c} G13\\ (MPa) \end{array}$	$\begin{array}{c} \text{G23} \\ (MPa) \end{array}$
Carbon Fiber T700S	$1.8\cdot 10^{-9}$	135000	2900	0.3	5500	5500	5500

Tabella 4.7: σ da considerare per le pelli in fibra di carbonio T700S, tra parentesi è stato applicato un SF=3 [41]

	$\sigma_{u,traz}$ $[MPa]$	$\sigma_{u,comp}$ [MPa]	σ_{cr} [MPa]
Fibra di Carbonio T700S	$2860 \\ (953)$	$1450 \\ (483)$	279.12



Figura 4.18: Spostamenti al tip al variare dell'angolo α usando una fibra di carbonio T700S

4.19a, 4.19b e 4.19c), con un netto miglioramento all'incastro in cui non è necessario adottare un rinforzo particolare.

4.14 Commenti

Per quanto riguarda queste simulazioni è bene riassumere e commentare il lavoro svolto. Dalle prove emerge chiaramente la necessità in primis di un rinforzo da adottare all'incastro, magari con un aumento di spessori nel materiale, nel caso in cui si adotti una fibra di carbonio CoRe. É bene segnalare però che queste prove statiche sono soggette ad una importante semplificazione, in quanto è stata ignorata la zona di transizione, ben visibile in figura 4.20 che porta il longherone ad avere una sezione piatta, vicino al mandrino. Questa zona è in genere meccanicamente più debole rispetto alla zona non deformata, per cui ci sarà la necessità di operare con dei rinforzi ulteriori, adottando ad esempio delle piastre che accolgano il longherone al loro interno, come sarà poi discusso meglio nel capitolo 6.

In riferimento alla variazione dell'area trasversale la configurazione che adotta un angolo $\alpha = 270^{\circ}$ sia quella con una freccia al tip e con stress minori rispetto a tutte le altre; inoltre l'inserimento della fibra di carbonio T700S porta dei vantaggi ulteriori. Adottare questo tipo di geometria può però portare a degli stress elevati, specialmente nella fibra di carbonio, quando il longherone ha bisogno di essere appiattito ed arrotolato. Nel capitolo successivo si è scelto di adottare comunque un longherone con area trasversale avente $\alpha = 180^{\circ}$, in modo tale ad avere dei primi dati sulla fattibilità dell'arrotolamento per questa tipologia di boom. In futuro saranno sicuramente necessari altri test per angoli diversi da 180° , in modo da cercare quella configurazione che riporti stress e spostamenti minimi quando è soggetta a carichi statici ma che non si rompa durante le fasi di arrotolamento/svolgimento.

Angolo	Rottura a Trazione	Rottura a compressione	Buckling locale	Angolo	Rottura A trazione
60°				60°	
90°				90°	
120°				120°	
150°				150°	
180°				180°	
210°				210°	
240°				240°	
270°				270°	
300°				300°	
330°				330°	

(a) Fibra di carbonio T700S

(b) Dyneema

Angolo	Failure del cuore a taglio	Failure del cuore a compressione	Failure del cuore a trazione
60°	(S12 all'incastro)		
90°			
120°			
150°			
180°			
210°			
240°			
270°			
300°			
330°			

(c) Schiuma

Figura 4.19: Tabelle indicative sullo stato del materiale al variare di α utilizzando una fibra di carbonio T700S



Figura 4.20: Zona di transizione di uno STEM boom (Crediti $\left[42\right])$

Capitolo 5 Calcolo analitico

In questo capitolo verrà presentato un calcolo che ci permetta di validare i risultati FEM presentati al capitolo 4. In particolare si confronteranno gli spostamenti al tip dell'analisi FEM con quelli ritrovati per via analitica. Verrà per prima cosa calcolata la matrice ABD dei laminati costituenti le pelli del Madflex, successivamente verrà calcolata la rigidezza flessionale del longherone, la quale sarà validata anche da una analisi FEM ed infine avverrà il calcolo della freccia, il quale verrà confrontato con i risultati al capitolo 4.

5.1 Matrici ABD

Il calcolo delle matrici di rigidezza ABD ci permette di ricavare le proprietà equivalenti dei laminati, le quali ci saranno utili successivamente per ricavare la rigidezza a flessione del longherone.

Si consideri quindi un generico laminato, come quello in figura 5.1 le cui fibre hanno direzione longitudinale L e trasversale T, appartenenti ad un sistema di riferimento generico chiamato p. Gli assi $x \, e \, y$, appartengono ad un sistema di riferimento globale; θ^k rappresenta l'angolo tra la direzione longitudinale L delle fibre e l'asse x del sistema di riferimento globale del generico strato k-esimo del laminato. La matrice di rigidezza ridotta



Figura 5.1: Sistema di riferimento locale e globale per un laminato

riferita al sistema L-T, per un k-esimo strato, sarà:

$$[Q_p^{(k)}] = \begin{bmatrix} \frac{E_L}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} & \frac{\nu_{TL}E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} & 0\\ \frac{\nu_{TL}E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} & \frac{E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} & 0\\ 0 & 0 & G \end{bmatrix}$$

Per avere questa matrice ma riferita al sistema di riferimento globale, si deve fare uso della matrice dei coseni direttori Λ :

$$[\Lambda^k] = \begin{bmatrix} \cos^2(\theta^{(k)}) & \sin^2(\theta^{(k)}) & 2\cos(\theta^{(k)}) \cdot \sin(\theta^{(k)}) \\ \sin^2(\theta^{(k)}) & \cos^2(\theta^{(k)}) & -2\cos(\theta^{(k)}) \cdot \sin(\theta^{(k)}) \\ -\cos(\theta^{(k)}) \cdot \sin(\theta^{(k)}) & \cos(\theta^{(k)}) \cdot \sin(\theta^{(k)}) & \cos^2(\theta^{(k)}) - \sin^2(\theta^{(k)}) \end{bmatrix}$$

La matrice di rigidezza ridotta quindi riferita al sistema di riferimento globale sarà:

$$[Q^k] = [\Lambda^{(k)}]^{-1} \cdot [Q_p] \cdot \left(\left[\Lambda^{(k)} \right]^{-1} \right)^T$$

Una volta calcolata questa è possibile calcolare la matrice delle rigidezze membranali [A], la matrice di accoppiamento [B] e quella delle rigidezze flesso-torsionali [D].

$$\begin{split} [A] &= \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [Q] dz = \sum_{k=1}^{NS} [Q^{(k)}] \int_{z^{k_{-}}}^{z^{k_{+}}} dz = \sum_{k=1}^{NS} [Q^{(k)}] \int_{z^{k_{-}}}^{z^{k_{+}}} (z^{k_{+}} - z^{k_{-}}) = \sum_{k=1}^{NS} h^{k} [Q^{(k)}] \\ [B] &= \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z[Q] dz = \sum_{k=1}^{NS} [Q^{(k)}] \int_{z^{k_{-}}}^{z^{k_{+}}} z dz = \sum_{k=1}^{NS} [Q^{(k)}] \left(\frac{(z^{k_{+}})^{2}}{2} - \frac{(z^{k_{-}})^{2}}{2}\right) \\ [D] &= \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z^{2} [Q] dz = \sum_{k=1}^{NS} [Q^{(k)}] \int_{z^{k_{-}}}^{z^{k_{+}}} z^{2} dz = \sum_{k=1}^{NS} [Q^{(k)}] \left(\frac{(z^{k_{+}})^{3}}{2} - \frac{(z^{k_{-}})^{3}}{2}\right) \end{split}$$

dove z^{k_+} e z^{k_-} sono le coordinate lungo lo spessore di ogni strato riferito al sistema di coordinate con origine appartenente al centro di tutto il laminato, come in figura 5.2. NS sono i numeri di strati ed h è lo spessore dell'intero laminato.

Tramite codice MATLAB si calcolano le matrici ABD utili per calcolare i moduli di Young equivalenti E_x



Figura 5.2: Sistema di riferimento posizionato al centro del laminato

nella direzione x globale. Avremo bisogno quindi di:

- $E_{CF_{0.48}}$ vale a dire il modulo di Young equivalente per la pelle rigida. Questo verrà usato solamente per calcolare la σ_{cr} di buckling quando è stata usata le geometria presentata in tabella 3.5, con fibra di carbonio fornita da CoRe
- $E_{CF_{CoRe}}$ è il modulo di Young equivalente per la pelle rigida che usa la fibra di carbonio data da CoRe, con geometria in tabella 4.5
- $E_{CF_{T700S}}$ è il modulo di Young equivalente per la pelle rigida che usa una fibra di carbonio del tipo T700S, con geometria in tabella 4.5
- E_{Dy} è il modulo di Young equivalente per la pelle flessibile in Dyneema con geometria sempre riferita a quella in tabella 4.5

In questo caso è stato eliminato per chiarezza il pedice x. I moduli di Young equivalenti presentati in tabella 5.1 saranno dati da:

$$E_x = \frac{A_{11}(1 - \nu_{12}\nu_{21})}{h}$$

dove:

$$\nu_{21} = \frac{A_{12}}{A_{11}} , \ \nu_{12} = \frac{A_{12}}{A_{22}}$$

Tabella 5.1: Moduli di Young equivalenti per i vari laminati

	$CF_{0.48}$	CF_{CoRe}	CF_{T700S}	Dyneema
$E_x \ [MPa]$	47324	57304	96647	14974

5.2 Inerzia

Si passa ora al calcolo dell'inerzia per il longherone in Madflex. Le formule applicate sono state tratte dal libro "Roark's Formulas for Stress and Strain" [43]. Ogni sezione trasversale, sia per le pelli che per la schiuma, avrà la forma indicata in figura 5.3. Per prima cosa è necessario calcolare l'inerzia attorno all'asse z, relativa al



Figura 5.3: Sezione trasversale generica di un componente costituente il Madflex

sistema di riferimento con centro le coordinate del baricentro dell'arco di ogni sezione circolare.

$$I_{z_i} = R^3 t \left[\left(1 - \frac{3t}{2R} + \frac{t^2}{R^2} - \frac{t^3}{4R^3} \right) \left(\alpha + \sin \alpha \cos \alpha - \frac{2\sin^2 \alpha}{\alpha} \right) + \frac{t^2 \sin^2 \alpha}{3R^2 \alpha (2 - t/R)} \left(1 - \frac{t}{R} + \frac{t^2}{6R^2} \right) \right]$$

Successivamente si calcola il centroide di ogni sezione rispetto ad un sistema di riferimento che ha come origine il centro relativo al raggio di curvatura R della sezione stessa:

$$y_{c_i} = R - R \left[1 - \frac{2\sin\alpha}{3\alpha} \left(1 - \frac{t}{R} + \frac{1}{2 - t/R} \right) \right]$$

Bisogna adesso calcolare il centroide relativo a tutta la sezione ad arco, tenendo conto dei diversi materiali.

$$y_c = \frac{E_{Dy}y_{c_{Dy}}A_{Dy} + E_{CF}y_{c_{CF}}A_{CF} + E_{foam}y_{c_{foam}}A_{foam}}{E_{Dy}A_{Dy} + E_{CF}A_{CF} + E_{foam}A_{foam}}$$

Avremo quindi l'inerzia totale di ogni singola sezione, aggiungendo a quella calcolata rispetto al baricentro il termine di trasporto relativo ad un sistema di riferimento centroidale, con centro la coordinata y_c appena trovata:

$$I_{tot_i} = I_{z_i} + A_i (y_{c_i} - y_c)^2$$

con $A_i = \alpha t(2R - t)$. Si passa quindi al calcolo della rigidezza a flessione dell'intera sezione considerando tutte e tre le sezioni ad arco e sommando le rigidezze a flessione di ogni singolo materiale.

$$D = I_{tot_{Dy}} E_{Dy} + I_{tot_{CF}} E_{CF} + I_{tot_{foam}} E_{foam}$$

La rigidezza a flessione viene quindi calcolata, tramite codice MATLAB, facendo variare la sezione trasversale e il materiale come fatto al capitolo 4. Nel grafico in figura 5.4, viene rappresentata la rigidezza a flessione al variare dell'angolo α (in questo caso per α si intende l'intero angolo sotteso dalla sezione e non solo metà come in figura 5.3). Come si può notare, avremo oltre i 270° un calo della rigidezza a flessione. Questo risultato fa presagire che i calcoli che verranno svolti sulla freccia seguiranno un andamento simile a quello delle simulazioni, dove si è notato un aumento negli spostamenti al tip per un angolo $\alpha > 270^{\circ}$.

Data la forma non convenzionale della sezione, il calcolo della rigidezza a flessione ha richiesto un confronto FEM. In maniera praticamente simile alle prove effettuate al capitolo 4, si crea un longherone in Madflex con



Figura 5.4: Rigidezza a flessione al variare dell'angolo α per un longherone in Madflex con pelle rigida in fibra di carbonio CoRe

 $\alpha = 180^{\circ}$ e lunghezza $L = 1000 \ mm$ e lo si carica al tip con una forza pari ad 1 N. Le geometrie della sezione curva sono quelle usate nelle prove statiche con spessore del foam pari a 4.5 mm e raggio medio $R = 82.5 \ mm$. La pelle rigida usata è quella con fibre di carbonio fornite da CoRe, mentre per il foam, dato che vogliamo un comportamento puramente a flessione, si è aumentato il modulo a taglio più di mille volte rispetto a quello originale (Per fare questo in ABAQUS viene scelta una proprietà elastica di tipo *Engineering Constant* e si impongono E, $\nu \in G = 30000 \ MPa$ uguali in tutte le direzioni).

Dai risultati ottenuti si ha una freccia al tip $w_{fem} = 4.08 \cdot 10^{-2} mm$; applicando quindi la formula inversa per lo spostamento di una trave incastrata e caricata al tip avremo:

$$D_{fem} = \frac{PL^3}{3w_{fem}} = 8.16 \cdot 10^9 \ Nmm^2$$

Questo risultato può essere confrontato quindi con la $D(\alpha = 180^{\circ}) = 8.30 \cdot 10^9 Nmm^2$ calcolata in precedenza, ottenendo una differenza dell' 1.7%, abbastanza per validare le rigidezze a flessione trovate poco fa.

5.3 Deflessione

Per il calcolo degli spostamenti si considera una trave incastrata soggetta ad un carico al tip e ad un carico distribuito che rappresenti la forza peso. Tramite il principio di sovrapposizione degli effetti si andranno a calcolare le deflessioni separando i due casi e poi sommando gli spostamenti al tip ottenuti. In figura 5.5 è schematizzata la convenzione di segni usata.



Figura 5.5: Concio elementare

5.3.1 Trave incastrata da un lato con carico concentrato al tip

Si consideri la trave in figura 5.6. Il momento in un generico punto sull'asse x sarà:

$$M_z = -P(L-x) = EI_z \frac{d^2y}{dx^2} = D\frac{d^2y}{dx^2}$$

Integrando una prima volta si otterrà:

$$D\frac{dy}{dx} = -PLx + \frac{Px^2}{2} + C_1$$

Per trovare C_1 si impone come condizione al contorno $\frac{dy}{dx} = 0$ in x = 0. Da qui avremo che $C_1 = 0$. Continuando ad integrare otteniamo:

$$Dy = -\frac{PLx^2}{2} + \frac{Px^3}{6} + C_2$$

Come prima, per trovare la costante di integrazione, sfruttiamo la condizione al contorno imponendo per x = 0uno spostamento y = 0 ed ottenendo $C_2 = 0$.

Per avere la deflessione al tip si sostituirà x = L, ottenendo:

$$y = -\frac{PL^3}{3D}$$



Figura 5.6: Trave incastrata caricata al tip

5.3.2 Trave incastrata da un lato con carico distribuito

Si consideri la trave in figura 5.7. Il momento in un generico punto sull'asse x sarà:

$$M_{z} = -\frac{q(L-x)^{2}}{2} = EI_{z}\frac{d^{2}y}{dx^{2}} = D\frac{d^{2}y}{dx^{2}}$$

Integrando una prima volta si otterrà:

$$D\frac{dy}{dx} = -\frac{qL^2x}{2} - \frac{qx^3}{6} + \frac{qLx^2}{2} + C_1$$

Per trovare C_1 si impone come condizione al contorno $\frac{dy}{dx} = 0$ in x = 0. Da qui avremo che $C_1 = 0$. Continuando ad integrare otteniamo:

$$Dy = -\frac{qL^2x^2}{4} - \frac{qx^4}{24} + \frac{qLx^3}{6} + C_2$$

Come prima. per trovare la costante di integrazione sfruttiamo la condizione al contorno imponendo per x = 0 uno spostamento y = 0 ed ottenendo $C_2 = 0$.

Per avere la deflessione al tip si sostituirà x = L, ottenendo:

$$y=-\frac{qL^4}{8D}$$



Figura 5.7: Trave incastrata con carico distribuito

5.3.3 Deflessione totale

Lo spostamento totale y_{tot} sarà quindi la somma dello spostamento dovuto al carico al tip $y_{F_{tip}}$, dato dalla massa del pannello solare e della barra tenditrice più lo spostamento dovuto al peso stesso del longherone y_{weight} , considerato come carico distribuito:

$$y_{tot} = y_{F_{tip}} + y_{weight} = -\frac{F_{tip}L^3}{3D} - \frac{qL^4}{8D}$$

Dove:

- $F_{tip} = 24.917 N$ è il carico al tip descritto al capitolo 4
- $L = 10 \ m$ è la lunghezza del longherone
- D è la rigidezza a flessione trovata in precedenza
- q = w/L è il carico distribuito, con $w = 6.1 \ Kg$ se il longherone possiede una pelle rigida con fibre di carbonio CoRe, mentre $w = 6.7 \ Kg$ se si utilizzano fibre di carbonio T700S

In figura 5.8 e 5.9 sono rappresentati gli spostamenti al tip al variare del materiale della pelle rigida e della sezione trasversale.



Figura 5.8: Spostamento al tip al variare della sezione trasversale usando come pelle rigida fibre di carbonio CoRe



Figura 5.9: Spostamento al tip al variare della sezione trasversale usando come pelle rigida fibre di carbonio T700S

Se confrontati con i valori trovati dalle simulazioni FEM, avremo una differenza relativa media minore dell'1%, validando di fatto la simulazione svolta. Inoltre è da segnale che le simulazioni svolte con $\alpha > 120^{\circ}$ siano prove non lineari mentre i calcoli analitici svolti fanno riferimento a modelli lineari; questo vuol dire che le simulazioni statiche potevano anche essere svolte non considerando le non linearità geometriche, diminuendo di fatto il tempo computazionale. La scelta si è comunque basata sul fatto di non conoscere a priori il valore degli spostamenti, inoltre considerare di usare le non linearità geometriche è comunque un vantaggio in quanto fornisce certamente risultati più precisi riguardo a stress e deformazioni.

Infine, come già accennato in precedenza, la riduzione dell'inerzia oltre i 270° si riflette anche nel calcolo delle frecce, con un leggero aumento di queste ultime.

 $Calcolo\ analitico$

Capitolo 6

Simulazione dinamica

Una volta completate le simulazioni statiche, siamo interessati a capire quali sono le tensioni sviluppate dalla struttura quando essa viene appiattita ed arrotolata attorno ad un mandrino. Per fare questo verranno svolte, sempre su software ABAQUS, 4 simulazioni dinamiche in cui, mantenendo fissa la geometria dell'area trasversale, si andrà a variare il diametro del cilindro di avvolgimento (165 mm e 330 m) e la fibra di carbonio utilizzata (fibra di carbonio CoRe e fibra T700S). Come nel capitolo 4, verranno prima descritti i vari passaggi per costruire il modello da simulare e successivamente saranno commentati i risultati delle varie simulazioni; si tenga presente che alcune caratteristiche del modello, come la definizione dei materiali o delle sezioni, rimangono invariate rispetto alla prova statica svolta in precedenza, inoltre la descrizione del modello ABAQUS qui presente fa uso di un mandrino con un diametro pari a 165 mm.

6.1 Geometrie

Le geometrie necessarie, create nel modulo Part sono le seguenti:

- Flex Skin
- Rigid Skin
- Foam
- Mandrino
- Cilindro di appiattimento
- Case

Per il longherone in Madflex si opera con le stesse geometrie, riassunte in tabella 6.1 con angolo $\alpha = 180^{\circ}$, con le stesse parti e con le stesse opzioni di costruzione usate nella prova statica.

	$\begin{array}{c} R_{int} \\ [mm] \end{array}$	$\begin{array}{c} R_{est} \\ [mm] \end{array}$	t $[mm]$
Pelle rigida	79.53	80.25	0.72
Schiuma	80.25	84.75	4.5
Pelle flessibile	84.75	85.47	0.72

Tabella 6.1: Dimensioni degli strati del Madflex usato nella prova dinamica

Il longherone in questo caso avrà una lunghezza di soli 800 mm, realizzata tramite il comando *Exstrusion*. Questa scelta deriva dal fatto che si è interessati all'avvolgimento di una porzione minima del longherone (almeno un giro), in quanto gli stress presenti negli avvolgimenti successivi saranno quantomeno simili a quelli studiati in questo caso; inoltre simulare un longherone di lunghezza pari a 10 m comporterebbe un costo computazionale elevatissimo.

Il mandrino è stato invece creato unendo una parte cilindrica con due flange laterali ($R_{int} = 82.5 mm$, $R_{est} = 100 mm$) per evitare la fuoriuscita laterale, cioè lungo l'asse z, del boom; si è utilizzato in questo caso delle parti shell, non deformabili.

Il raggio scelto per il mandrino corrisponde al raggio medio della sezione trasversale del longherone, pari a 82.5 mm (la scelta è stata fatta in base a considerazioni spiegate al capitolo 3), mentre la larghezza di 268.8 mm

è stata scelta moltiplicando il raggio esterno della schiuma per α , pari quindi alla sezione del longherone quando è appiattito.

Il cilindro viene creato per permettere, come verrà spiegato in seguito, l'appiattimento del boom. Consiste in un semplice cilindro di R = 10 mm ed una profondità di 268.8 mm; come nel caso del mandrino, viene usata una parte shell, non deformabile.

In ultimo abbiamo il case, che permette al boom di rimanere in posizione arrotolata attorno al mandrino. Sempre utilizzando una parte shell non deformabile, si crea un arco di circonferenza di raggio $100 \ mm$ e lo si estrude sempre per 268.8 mm.

6.2 Materiali

Per quanto riguarda i materiali questi saranno ovviamente gli stessi già definiti in precedenza al capitolo 3 e 4. Per chiarezza, i materiali delle pelli sono nuovamente descritti in tabella 6.2 mentre per la schiuma F130 avremo:

- Mass Density= $1.3 \cdot 10^{-10} (tonne/mm^3)$
- E = 60 MPa
- Nu = 0.28

Tabella 6.2: Definizione del Dyneema e delle fibre di carbonio per la prova dinamica

	Mass Density $(tonne/mm^3)$	$E1 \\ (MPa)$	$E2 \\ (MPa)$	Nu12	$\begin{array}{c} G12\\ (MPa) \end{array}$	$\begin{array}{c} G13\\ (MPa) \end{array}$	$\begin{array}{c} \text{G23} \\ (MPa) \end{array}$
Dyneema	$1 \cdot 10^{-9}$	22000	100	0.05	200	200	200
Carbon Fiber CoRe	$1.5\cdot10^{-9}$	77100	2900	0.3	5500	5500	5500
Carbon Fiber T700S	$1.8\cdot 10^{-9}$	135000	2900	0.3	5500	5500	5500

6.3 Sezioni

Come fatto in precedenza al capitolo 4, si creano le sezioni per i laminati e la schiuma e si assegnano i materiali appena descritti. In tabella 6.3 viene presentata la disposizione del materiale e l'orientamento delle fibre.

Tabella 6.3:	Composizione	del Sandwich	per la	prova	dinamica
--------------	--------------	--------------	--------	-------	----------

	t[mm]	[deg]
Fibra di Carbonio	0.24	0°
Fibra di Carbonio	0.06	45°
Fibra di Carbonio	0.06	-45°
Fibra di Carbonio	0.06	-45°
Fibra di Carbonio	0.06	45°
Fibra di Carbonio	0.24	0°
Schiuma	4.5	
Dyneema	0.24	0°
Dyneema	0.06	45°
Dyneema	0.06	-45°
Dyneema	0.06	-45°
Dyneema	0.06	45°
Dyneema	0.24	0°

6.4 Assemblaggio

Tramite il modulo "Assembly" si uniscono le varie parti create in precedenza, in modo da costruire il vero e proprio meccanismo di avvolgimento del boom. Si parte ponendo nella giusta posizione, tramite i comandi "Translate" e "Rotate", le parti del composito, come in figura 6.1. Successivamente si inserisce il mandrino,



Figura 6.1: Boom nel modulo Assembly

ponendo il suo centro ad una distanza di 40 mm dall'estremo sinistro del boom e ad un'altezza tale che la superficie del mandrino "tocchi" la sommità della pelle flessibile. Infine vengono inseriti i due cilindri, inferiore e superiore, utilizzati per appiattire il boom, i cui centri hanno coordinate [140, -10, 0] e [140, 95.6, 0].

L'intero meccanismo è quindi rappresentato in figura 6.2.



Figura 6.2: Assembly Module del meccanismo di avvolgimento

6.5 Mesh

Per quanto riguarda le parti deformabili, quindi il longherone, viene usata la stessa mesh con gli stessi tipi di elementi della prova statica, indicata al capitolo 4. Per i cilindri di appiattimento si è scelta una global mesh più fitta, pari a 1, in modo tale da permettere un corretto contatto tra il boom e i cilindri stessi. Stesso ragionamento viene fatto per il mandrino e il case, nel quale si usa una global mesh di 5. Per tutte le parti non deformabili si usano elementi rigidi 3D a 4 nodi (R3D4 [44]). L'assembly con la mesh definita è rappresentato in figura 6.3.

6.6 Modelli

La simulazione è stata suddivisa in tre diversi modelli, ognuno corrispondente ad una fase dell'avvolgimento, aventi carichi, condizioni al contorno e vincoli differenti. I modelli sono i seguenti:

- Pressure
- Boom Flattening
- Boom Rolling



Figura 6.3: Mesh dell'intero assembly

6.6.1 Pressure

In questa fase, la parte iniziale del boom viene fatta aderire al mandrino in modo da simulare in maniera realistica l'attacco delle due parti; per fare ciò viene applicata una certa pressione su una porzione di superficie della pelle rigida. In questo modello viene utilizzato uno step di tipo dinamico esplicito, della durata di 2s, attivando l'opzione "Nlgeom", che tiene conto delle non linearità geometriche date le elevate deformazioni in gioco.

Contatti

Nel modulo "Interactions", si definiscono i contatti tra le parti. Prima di questo è però necessario creare una proprietà per essi che sarà la stessa per il resto della simulazione. Nel modulo "Interaction Properties", si crea la seguente proprietà meccanica di contatto, rinominata Tang/norm_cont:

- Tangential Behaviour: Frictionless
- Normal Behaviour: "Hard" contact, lasciando le altre impostazioni come default

È possibile adesso definire i contatti necessari per questo step. Se ne definisce uno tra la parte in Dyneema e il cilindro superiore ed un altro, sempre tra la prima e la superficie del mandrino. La tipologia dei contatti è:

- Surface-to-Surface (Explicit)
- Mechanical constraint formulation: Penalty contact method
- Sliding formulation: Finite sliding
- Contact interaction property: Tang/norm_cont

Questo set di opzioni sarà rappresentativo per tutti gli altri modelli, andando a cambiare solamente le superfici in gioco.

Vincoli

Nel modulo "Constraints" si possono definire i vincoli in gioco. In questo step se ne definiscono due di tipo *Tie* (rinominati *Flex_foam* e *Rigid_foam*), utili ad unire le pelli alla schiuma e a creare il composito vero e proprio. Come *Master Surface*, si scelgono le superfici inferiori e superiori del Foam, mentre in *Slave Surface* si scelgono le superfici in Dyneema e fibra di carbonio, in contatto con il Foam.

Questi due vincoli sono ovviamente usati per tutto il resto della simulazione.

Carichi

Nel modulo "Loads", si possono definire per l'appunto i carichi presenti; si crea quindi una pressione di $1 N/mm^2$ che agisce su una porzione di superficie rigida; quest'ultima viene generata, selezionando nel modulo "Parts" la pelle rigida, tramite il comando Create Datum Plane, dove si sceglie come piano principale di offset quello XY ed una distanza di 40 mm. A questo punto si crea la partizione attraverso il comando Partition Face: Use Datum Plane e si seleziona di conseguenza il piano appena creato.

Nonostante per il momento serva solo partizionare la pelle rigida, si è scelto di operare gli stessi comandi anche per il foam e la pelle flessibile; questo risulterà utile negli steps successivi della simulazione.

In figura 6.4a è rappresentata la posizione del carico appena descritto. Per evitare deformazioni improvvise e problemi di convergenza, la pressione viene applicata come in figura 6.4b. Questo andamento è reso possibile tramite il comando "Amplitudes", definendo quindi:

- Type: smooth step
- Time span: *Time step*
- Time/frequency=0 \implies Amplitude=0 Time/frequency=2 \implies Amplitude=1



Figura 6.4: Pressione applicata al longherone durante la prova dinamica

Condizioni al Contorno

Rimanendo nel modulo "Loads", si definiscono le condizioni al contorno del nostro modello.

Innanzitutto si bloccano tutti i gradi di libertà del mandrino, dei cilindri e del case; attraverso il comando Create Boundary Condition e successivamente Symmetry/Antisymmetry/Encastre, si scelgono le regioni di applicazioni. Per i corpi non deformabili è necessario utilizzare un Reference Point (uno per ogni parte) come punto di applicazione; per crearlo bisogna rientrare nel modulo Parts, scegliere la parte interessata e da strumenti, cliccare sul comando Reference Point. La posizione scelta è il centro degli sketch di origine delle parti suggerita da ABAQUS. Infine, una volta decisi i punti di applicazione, si sceglie l'opzione Encastre. Per quanto riguarda il boom, si bloccano tutti i gradi di libertà al tip, mentre al lato opposto si blocca solamente la traslazione lungo l'asse x (per fare questo si usa il comando *Displacement/Rotation* e si spunta l'opzione U1). Le regioni di applicazione sono quindi le superfici laterali del Foam; non vengono usati i bordi delle parti shell delle due pelli, poiché, come suggerisce ABAQUS, queste sono legate già al Foam tramite il vincolo *Tie*, rischiando quindi di "sovravincolare" inutilmente il modello e generare risultati inesatti. In figura 6.5 sono rappresentate le condizioni al contorno descritte in precedenza.



Figura 6.5: Condizioni al contorno

Field Output

Per descrivere al meglio i risultati di tutti i layer delle pelli ottenuti durante la simulazione, è necessario, come già fatto nella prova statica al capitolo 4, creare un Output che consideri tutti i 18 punti di integrazione; questa operazione verrà ovviamente fatta per tutti i modelli a seguire.

Il modello ora è pronto per essere simulato; attraverso il comando *Create job*, si sceglie il modello *Pressure* creato e si invia il tutto al calcolatore. In figura 6.6 è rappresentata l' indeformata e la deformata generata dalla simulazione.



Figura 6.6: Step iniziale e finale del modello *Pressure*

6.6.2 Boom Flattening

Questa seconda fase di simulazione vede lo spostamento verso l'alto del cilindro inferiore, in modo tale da permettere durante l'avvolgimento successivo, l'appiattimento della sezione curva del boom.

Il modello *Pressure* viene quindi copiato e rinominato come *Boom Flattening*, in modo tale da mantenere inalterate geometrie, materiali, sezioni, assemblaggio e mesh; contatti, vincoli, carichi e condizioni al contorno verranno successivamente modificati.

Per permettere la modifica dei vincoli, è stato necessario importare gli stress e la parte deformata del boom, dal modello *Pressure*. Con il comando *Create Predefined Field*, si scelgono le opzioni:

- Step: Initial
- Category: Other
- Type: Initial State

Si scelgono quindi le tre parti del boom dal modulo "Assembly" ed in Import Criteria avremo:

- Job name: Job-1, vale a dire il nome usato nel primo modello per identificare i risultati della simulazione
- Step: Last
- Frame: Last

Viene inoltre spuntata l'opzione *"Update Reference Configuration"*. Lo step di tipo dinamico esplicito, rimane inalterato con una durata sempre di 2s.

Contatti

Per permettere l'appiattimento, c'è bisogno che il boom entri in contatto con il cilindro inferiore. Utilizzando le proprietà di interazione già definite in 6.6.1, si scelgono come superfici quelle laterali del Foam e la pelle in fibra di carbonio, le quali entreranno in contatto con la superficie del cilindro inferiore, come indicato in figura 6.7.



Figura 6.7: Contatti tra boom e cilindro inferiore

Il resto dei contatti definiti precedentemente, rimane inalterato.

Vincoli

Per permettere al boom deformato nel modello precedente di non tornare alla sua configurazione iniziale e per fissarlo al mandrino, si inserisce un vincolo di tipo *Coupling*. Come *Control Point*, si sceglie il Reference Point appartenente al mandrino, mentre come superfici si scelgono le partizioni generate in 6.6.1 come mostrato in figura 6.8.

Tra le opzioni si sceglie un Coupling di tipo cinematico e si vincolano tutti i gradi di libertà, spuntando tutte le caselle che si riferiscono ad essi.

Carichi

Data la presenza del vincolo, che mantiene inalterata la deformata realizzata in precedenza, il carico di pressione può essere eliminato. Successivamente non verranno creati ulteriori carichi durante l'intera simulazione.

Condizioni al contorno

Rispetto al modello *Pressure*, l'unica condizione al contorno che viene modificata è quella relativa al cilindro inferiore. Viene quindi eliminato l'incastro e viene inserita una condizione di tipo *Displacement/Rotation*, in cui si bloccano tutti i gradi di libertà e si impone uno spostamento di 79.53 mm nella direzione y, in modo tale da appiattire il boom e permettere il passaggio dello stesso durante la fase di avvolgimento tra il cilindro inferiore e superiore.

Come nel caso del carico, anche lo spostamento è definito come in figura 6.9, sfruttando la stessa tipologia di curva creata in 6.6.1.

A questo punto si genera un Job, rinominato Job-2, da inviare al calcolatore. In figura 6.10 è presente lo step 0 e la deformata finale.







Figura 6.9: Andamento dello spostamento in direzione y del cilindro inferiore

6.6.3 Boom rolling

Nell'ultima parte della simulazione avviene l'avvolgimento vero e proprio del boom attorno al mandrino. Il modello *Boom flattening* viene quindi copiato e rinominato in *Boom rolling*; tra le opzioni del modello si entra nel modulo *"Edit Model Attributes"* ed in *Restart*:

- Read data from Job: Job-2
- Step name: Step-1
- Restart from the end of the step

Creando un modello di tipo *Restart*, i risultati della simulazione indicati tra le opzioni soprascritte, vengono usati come input per uno step successivo. Un'analisi di questo genere può essere anche accorpata in un unico modello (in questo caso appiattimento del boom e avvolgimento; si noti che il modello *Pressure* non può essere unito agli altri poiché cambiano i vincoli), ma quando sono in gioco dinamiche differenti si preferisce suddividere il tutto in più passaggi; così facendo si riescono a gestire meglio eventuali errori, avendo anche una visione più organica dell'intera simulazione.

Si crea quindi un ulteriore step, uguale ai precedenti, della durata di 17s.

Contatti

I contatti creati in 6.6.1 e 6.6.2 rimangono invariati; in questa fase si aggiungono però altre tre interazioni. Una prima avviene tra le superfici laterali del Foam e le flange, in modo da impedire la fuoriuscita del boom dal mandrino. Una seconda iterazione consiste nel contatto tra la superficie rigida e il case, in modo che il boom rimanga stivato correttamente attorno al mandrino. La terza tipologia di contatto viene creata per evitare l'intersezione del boom stesso in fase di avvolgimento, quando questo completa un giro attorno alla superficie del mandrino. in quest'ultimo caso si è ritenuto più comodo usare una differente tipologia di contatto, vale a



(a) Deformata iniziale



(b) Deformata finale

Figura 6.10: Step iniziale e finale del modello Boom flattening

dire un *General contact (Explicit)*; le superfici scelte sono il foam e la pelle rigida che entrano rispettivamente in contatto con la pelle flessibile, mentre la proprietà di contatto usata rimane sempre *Tang/norm_cont*, definita in 6.6.1.

Condizioni al contorno

L'unica condizione al contorno che rimane invariata è quella relativa all'incastro del cilindro superiore. Il cilindro inferiore viene bloccato nella posizione finale raggiunta nello step precedente, mentre vengono eliminate tutte le condizioni al contorno sul boom (incastro al tip e spostamento lungo l'asse x alla radice).

Il mandrino viene messo in rotazione, per cui si elimina l'incastro e si libera il grado di libertà relativo alla rotazione attorno all'asse z; questo viene fatto tramite una condizione di tipo *Displacement/rotation*, spuntando tutti i gradi di libertà, eccetto U3.

Per far ruotare il mandrino viene data una velocità angolare tramite la condizione al contorno di tipo Velocity/Angular Velocity, spuntando l'opzione VR3 e imponendo una velocità angolare attorno all'asse z di $-0.64 \ rad/s$; anche in questo caso viene usata curva nel tempo per definire la rotazione ed evitare discontinuità (vedi fig. 6.11), terminando la rotazione del mandrino in 15 s e lasciandolo per i due secondi rimanenti fermo, in modo da studiare gli stress sul longherone quando esso non è in movimento.

Si crea quindi una sessione ma di tipo *Restart* e la si invia, tramite il comando *Submit*, al calcolatore. Lo step iniziale e finale sono rappresentati in figura 6.12.

6.7 Risultati

In questa sezione sono quindi presentati i risultati delle prove dinamiche effettuate. Ci saranno quattro casistiche, presentate in tabella 6.4, in cui si farà variare sia il materiale della pelle rigida che il diametro del mandrino.



Figura 6.11: Andamento della velocità angolare nel tempo relativa al mandrino



Figura 6.12: Step iniziale e finale del modello *Boom rolling*

	Diametro Mandrino	Diametro Mandrino
	$165 \mathrm{~mm}$	330 mm
Fibra di Carbonio CoRe	Caso 1	Caso 2
Fibra di Carbonio T700S	Caso 3	Caso 4

Un'altra importante osservazione è che durante le prove dinamiche non viene considerato il buckling locale della pelle rigida, in quanto in ogni fase si suppone che essa vada sempre in trazione, o comunque la maggior parte dei layer si comportano in questo modo, rendendo di fatto questa failure poco importante durante l'intera prova dinamica. Infine, per queste casistiche si andrà ad analizzare anche la variazione del fattore di sicurezza (SF=1.5/2/2.5/3); avrebbe senso infatti considerare, rispetto al caso statico, un safety factor minore, ad esempio 1.5, poiché le deformazioni che vengono date al longherone sono scelte da noi e non sono soggette a carichi "imprevedibili". Rimane comunque interessante, al fine di validare la struttura per un range quanto più ampio di applicazioni, valutare diversi fattori di sicurezza in modo da assicurare al massimo il suo impiego. Nelle tabelle 6.5, 6.6 e 6.7 sono presentati i vari valori di tensioni a rottura per i materiali usati al variare del fattore di sicurezza.

Per ogni caso sarà quindi presente una tabella le cui celle colorate indicheranno se il materiale rispetta le

Tabella 6.5: Tensioni a rottura al variare del fattore di sicurezza per le due fibre di carbonio

Fibra di Carbonio CoRe			Fibra di Carbonio T700S		
SF	Rottura a trazione	Rottura a compressione	Rottura a trazione	Rottura a Compressione	
	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	
1.5	400	380	1907	967	
2	300	285	1430	725	
2.5	240	228	1144	580	
3	200	190	953	483	

\mathbf{SF}	Compressive Strength	Tension Strength	Shear Strength
_	[MPa]	[MPa]	[MPa]
1.5	1.13	2.2	1.13
2	0.85	1.65	0.85
2.5	0.68	1.32	0.68
3	0.56	1.1	0.56

Tabella 6.6: Resistenze da considerare per la schiuma F130 al variare del fattore di sicurezza

Tabella 6.7: Rottura a trazione per il Dyneema al variare del fattore di sicurezza

	Safety Factor				
	1.5	2	2.5	3	
Rottura a Trazione [MPa]	499	374	299	249	

tensioni indicate dal fattore di sicurezza oppure no. Di seguito è elencata una legenda per comprendere meglio i colori della tabella:

- Verde scuro indica che non si superano in nessuna zona le tensioni indicate.
- Verde chiaro indica che in alcune zone, più o meno piccole si superano le tensioni indicate. Sono zone che possono essere rinforzate o dove si possono creare geometrie diverse, come ad esempio per i cilindri di appiattimento o per la zona di attacco al mandrino.
- Giallo indica che in alcune zone, più o meno grandi, si superano le tensioni indicate. Sono zone che possono essere rinforzate o dove si possono creare geometrie diverse, come ad esempio per i cilindri di appiattimento o per la zona di attacco al mandrino.
- Rosso indica che ci sono zone in cui il longherone non supporta le tensioni che si sviluppano una volta appiattito o arrotolato.

É bene segnalare, infine, che i valori di $\sigma_{u,traz}$ del Dyneema, sono stati forniti per completezza ma che comunque, in tutte le simulazioni svolte, gli stress massimi trovati erano al massimo 4 volte inferiori rispetto alla $\sigma_{u,traz}$ con SF=3, per cui si è ritenuto non aggiungere altre tabelle in modo da mantenere una certa chiarezza di lettura.

6.7.1 Caso 1

Il primo caso analizzato usa una fibra di carbonio fornita da CoRe ed un diametro del mandrino pari a 165 mm. Si vedranno quindi gli stress quando il longherone risulta appiatito ma non ancora arrotolato (figura 6.10b) e quando lo stesso è avvolto attorno al cilindro. (figura 6.12b)

Longherone appiattito

In tabella 6.8, sono presentati i risultati ottenuti dalla prova dinamica di appiattimento del longherone. Tutte

Tabella 6.8: Risultati prova dinamica per longherone in Madflex appiattito con fibra di carbonio CoRe

Fibra di Carbonio CoRe				Schiuma	
SF	Rottura a trazione	Rottura a compressione	Compressive	Tension	Shear
	[MPa]	[MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]
1.5	400	380	1.13	2.2	1.13
2	300	285	0.85	1.65	0.85
2.5	240	228	0.68	1.32	0.68
3	200	190	0.56	1.1	0.56

le zone critiche fanno riferimento al vincolo con il mandrino oppure al contatto con i cilindri di appiattimento. In figura 6.13 è possibile visualizzare le zone in questione; al contatto con i cilindri le tensioni a trazione delle fibre di carbonio possono arrivare anche a 700 MPa.



(a) Pelle rigida

(b) Schiuma

Figura 6.13: Zone di rottura a trazione della pelle rigida e a taglio (S13) della schiuma, con SF=3

Fibra di Carbonio CoRe				Schiuma	
\mathbf{SF}	Rottura a trazione	Rottura a compressione	Compressive	Tension	Shear
	[MPa]	[MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]
1.5	400	380	1.13	2.2	1.13
2	300	285	0.85	1.65	0.85
2.5	240	228	0.68	1.32	0.68
3	200	190	0.56	1.1	0.56

Tabella 6.9: Risultati prova dinamica per longherone in Madflex arrotolato con fibra di carbonio CoRe

Longherone arrotolato

In tabella 6.9, sono presentati i risultati ottenuti dalla prova dinamica di avvolgimento del longherone. In questo caso non si riesce ad avere una struttura che regga l'arrotolamento per un fattore di sicurezza minimo pari a 1.5, dove avremo zone in cui il cuore si rompe a taglio. Inoltre, già con un fattore di sicurezza pari a due la pelle rigida possiede degli strati che in alcune zone vanno in rottura a trazione o compressione. In figura 6.14 è possibile visualizzare le zone critiche per un SF=2.



Figura 6.14: Zone di rottura a trazione e a compressione della pelle rigida e a taglio (S12) della schiuma, con SF=2

6.7.2 Caso 2

Per questo caso si adotta un mandrino con diametro pari a 330 mm, mentre la pelle rigida sarà costituita sempre da fibre di carbonio fornite da CoRe. Per questo modello è stato necessario aumentare la lunghezza del boom, portandolo a 1500 mm, in modo tale da permettere sempre lo stesso giro di avvolgimento; inoltre è stato necessario modificare coerentemente le geometrie delle flange laterali e del case e sono stati riposizionati i cilindretti di appiattimento, spostandoli di 50 mm lungo l'asse x a causa del maggiore ingombro del mandrino. Dato che avremo solo una variazione dimensionale del mandrino, i risultati della prova di appiattimento saranno uguali a quelli del caso 1, per cui si analizzerà solamente l'arrotolamento. In tabella 6.10 possiamo visualizzare i problemi del caso in esame.

		Carl and CaDa		C -1. :	
Fibra di Cardonio Core				Schluma	
\mathbf{SF}	Rottura a trazione	Rottura a compressione	Compressive	Tension	Shear
	[MPa]	[MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]
1.5	400	380	1.13	2.2	1.13
2	300	285	0.85	1.65	0.85
2.5	240	228	0.68	1.32	0.68
3	200	190	0.56	1.1	0.56

Tabella 6.10: Risultati prova dinamica per longherone in Madflex arrotolato attorno ad un mandrino di 330 mm di diametro, con fibra di carbonio CoRe

Si nota subito come la situazione cambi, infatti la struttura riesce a reggere un fattore di sicurezza pari a 2; in questo caso avremo solo alcune zone al vincolo e ai cilindri di appiattimento, in cui gli stress, nella schiuma e nella pelle rigida superano quelli ammissibili. Inoltre avremo delle sottili fasce laterali lungo il boom avvolto attorno al mandrino, rappresentare in figura 6.15, in cui lo stress supera di poco i 300 MPa nell'ultimo layer delle fibre in carbonio.



Figura 6.15: In bianco le zone di rottura sull'ultimo layer della pelle rigida

6.7.3 Caso 3

Continuando a seguire la tabella 6.4, si va ad analizzare il caso in cui la pelle rigida è costituita da fibre di carbonio unidirezionali T700S, le cui caratteristiche sono state presentate in tabella 6.2. Il caso 3 fa quindi riferimento ad un mandrino dal diametro di 165 mm e si andrà quindi ad analizzare sia la configurazione con longherone appiattito che arrotolato.

Longherone Appiattito

In tabella 6.11 si possono visualizzare se vengono rispettati i vari limiti in termini di stress al variare del coefficiente di sicurezza.

Rispetto al longherone con la precedente fibra di carbonio, qui non abbiamo nessuna zona particolarmente

Tabella 6.11: Risultati prova dinamica per longherone in Madflex appiattito con fibra di carbonio T700S

Fibra di Carbonio CoRe				Schiuma	
\mathbf{SF}	Rottura a trazione	Rottura a compressione	Compressive	Tension	Shear
	[MPa]	[MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]
1.5	1907	977	1.13	2.2	1.13
2	1430	725	0.85	1.65	0.85
2.5	1144	580	0.68	1.32	0.68
3	953	483	0.56	1.1	0.56

critica all'interno della pelle rigida anche per un fattore di sicurezza pari a 3, mentre si continuano ad avere zone che superano i limiti di stress ammissibili nella schiuma, solamente al vincolo con il mandrino e al contatto con i cilindri di appiattimento.

Longherone arrotolato

In tabella 6.12 possiamo invece avere un'idea generale di come il longherone si comporta una volta arrotolato.

Tabella 6.12: Risultati prova dinamica per longherone in Madflex avvolto attorno ad un mandrino di 165mm, con fibra di carbonio T700S

Fibra di Carbonio CoRe			Schiuma		
\mathbf{SF}	Rottura a trazione	Rottura a compressione	Compressive	Tension	Shear
	[MPa]	[MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]
1.5	1907	977	1.13	2.2	1.13
2	1430	725	0.85	1.65	0.85
2.5	1144	580	0.68	1.32	0.68
3	953	483	0.56	1.1	0.56

Rispetto al caso 1, qui abbiamo un netto miglioramento del comportamento sia a trazione che a compressione della pelle rigida, accettando anche fattori di sicurezza pari a 2.5, con i dovuti rinforzi al vincolo. Il comportamento della schiuma invece risulta essere praticamente simile al primo caso.

6.7.4 Caso 4

Si passa adesso a verificare lo stesso longherone con fibre di carbonio T700S, ma arrotolato attorno ad un mandrino di 330 mm. Come al caso 2, verranno di conseguenza modificate le geometrie e ridisposti i cilindretti di appiattimento a causa dell'ingombro maggiore del mandrino, inoltre, come già spiegato in precedenza il longherone assume una lunghezza di 1500 mm. Sempre come fatto in precedenza, quando si è variato il diametro del cilindro di avvolgimento, non verrà valutata la prova di appiattimento poiché non dipende dalle dimensioni del mandrino.

In tabella 6.13 sono come al solito presentate le rotture al variare del coefficiente di sicurezza.

Tabella 6.13: Risultati prova dinamica per longherone in Madflex avvolto attorno ad un mandrino di 330 mm, con fibra di carbonio T700S

Fibra di Carbonio CoRe			Schiuma		
\mathbf{SF}	Rottura a trazione	Rottura a compressione	Compressive	Tension	Shear
	[MPa]	[MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]	Strength [MPa]
1.5	1907	977	1.13	2.2	1.13
2	1430	725	0.85	1.65	0.85
2.5	1144	580	0.68	1.32	0.68
3	953	483	0.56	1.1	0.56

Questa configurazione, in termini di avvolgimento, risulta la migliore, in quanto viene rispettato un coefficiente di sicurezza pari a 2, con solo pochi problemi al vincolo per la schiuma. Per fattori di sicurezza più alti, il foam presenta delle zone di rottura a taglio visualizzabili in figura 6.13.



(a) Zone di rottura a taglio in direzione 13

(b) Zone di rottura a taglio in direzione 23



6.8 Commenti

Riguardo alle prove appena svolte è doveroso fare qualche commento che riassuma i risultati ottenuti e che focalizzi meglio l'attenzione sui punti critici trovati. In primo luogo è necessario capire, dai dati in possesso, quale configurazione è possibile realizzare e quale coefficiente di sicurezza essa rispetta. In tabella 6.14 avremo:

- Di colore verde i casi che non superano le tensioni massime ammissibili o che comunque, queste ultime, avvengono in zone dove è possibile operare con rinforzi o altre strategie
- Di colore rosso i casi in cui il materiale supera le tensioni ammissibili a causa delle deformazioni stesse che il longherone è costretto ad assumere per essere appiattito ed arrotolato

	Diametro Mandrino	Diametro Mandrino	
	$165 \mathrm{mm}$	330 mm	
Fibra di Carbonio CoRe	Caso 1 $(SF=1.5)$	Caso 2 $(SF=1.5)$	
Fibra di Carbonio T700S	Caso 3 $(SF=1.5)$	Caso 4 $(SF=2)$	

Tabella 6.14: Configurazioni possibili e fattore di sicurezza massimo raggiunto

Per il caso 2 e 4 si raggiunge quindi un coefficiente di sicurezza massimo pari a 1.5 e 2 se si trascurano gli stress legati al vincolo con il mandrino e alla presenza dei cilindri di appiattimento. Il primo problema può essere legato a come il vincolo è stato creato su ABAQUS e può non essere rappresentativo di un reale sistema di bloccaggio del longherone sul mandrino; qualora, nella realtà, si riscontrano delle rotture in questa zona, è sempre possibile rinforzare il materiale, magari inspessendolo o adottare differenti modalità di fissaggio al mandrino.

Per quanto riguarda i cilindri di appiattimento, questi non riproducono un meccanismo reale ma sono solamente un modo per permettere al longherone di passare da una sezione trasversale curva ad una piana durante la simulazione. Nella realtà, infatti, sono presenti delle piastre con sezione variabile che accolgono il longherone, rendendo la transizione da un tipo di sezione all'altra più dolce e meno irregolare; inoltre queste piastre forniscono un supporto importante, in quanto la zona di transizione del longherone da curvo a completamente piatto possiede proprietà meccaniche ridotte. I cilindretti vengono posti dietro a queste piastre e ruotando attorno ad un asse, rendono il dispiegamento o l'avvolgimento più controllato, assicurando un allineamento appropriato con le piastre, impedendo traslazioni verticali al longherone [7].

Realizzare una struttura simile, almeno in fase preliminare, sarebbe computazionalmente troppo dispendioso, per cui è bene avere presente che se si vuole costruire un sistema reale ben funzionante, l'esistenza di un meccanismo del genere è quantomeno necessaria; un esempio di questa struttura è dato in figura 6.17, dove in ambiente *Catia* sono state disegnate in grigio la piastra, i cilindretti ed il mandrino, mentre in giallo abbiamo il longherone in Madflex.



Figura 6.17: Esempio di piastra di appiattimento per un longherone a sezione aperta in ambiente Catia

Riguardo invece ai Casi 1 e 3, vale a dire quelli il cui diametro del mandrino risulta essere di 165 mm, un importante impedimento è dato dal superamento delle tensioni a taglio nella schiuma. Se queste non ci fossero,

si potrebbe raggiungere un fattore di sicurezza pari a 1.5 nel caso 1 e pari a 2 nel caso 3, ovviamente prendendo in considerazione le migliorie adottabili all'incastro e nella zona di transizione. Per migliorare questo aspetto è possibile sagomare la schiuma, praticando ad esempio degli intagli o studiare il suo comportamento andando a variare la tipologia di foam. Sono entrambi possibili studi che possono essere svolti dato che in *Composite Research* viene già adottata una schiuma con gaps e dato che vengono già utilizzate diverse schiume per la realizzazione di differenti tipologie di Madflex.

Adottare queste soluzioni al cuore potrebbe anche portare il caso 4 a raggiungere un fattore di sicurezza pari a 3, rendendo quindi il sistema molto affidabile.

Capitolo 7

Conclusione

In questo capitolo conclusivo si andranno a descrivere le caratteristiche di ingombro del longherone arrotolato ed infine vengono riassunti i commenti utili per uno sviluppo futuro di questa tecnologia.

7.1 Ingombro

Per descrivere l'ingombro del longherone una volta avvolto attorno al mandrino, si utilizzano delle formule semplificate, considerando la lunghezza della spirale, come somma di cerchi concentrici; questo è possibile farlo fino a quando lo spessore della spirale è piccolo rispetto al diametro del cilindro di avvolgimento. Si consideri D_0 il diametro interno della spirale e D_1 quello esterno, con h lo spessore del longherone. Il numero di giri N corrisponde alla differenza dei raggi, diviso lo spessore:

$$N = \frac{D_1 - D_0}{2h}$$

La lunghezza dell'intera spirale, che corrisponde a quella del longherone, sarà la somma delle circonferenze per ogni giro:

$$L = \pi D_0 + \pi (D_0 + 2h) + \pi (D_0 + 4h) + \dots + \pi (D_0 + 2(N - 1)h)$$

Riordinando avremo:

$$L = \pi (D_0 + D_0 + 2h + D_0 + 4h + \dots + D_0 + 2(N - 1)h)$$
$$L = \pi (ND_0 + 2h(1 + 2 + \dots + (N - 1)))$$
$$L = \pi (ND_0 + hN(N - 1))$$
$$L = \pi N(D_0 + h(N - 1))$$

dove la somma degli interi da 1 a N-1 può essere riscritta con la formula di Gauss N(N-1)/2. L'obiettivo in questo caso è, avendo la lunghezza del longherone ed il diametro interno D_0 , calcolare il diametro esterno D_1 , vale a dire l'ingombro una volta che il boom risulta arrotolato. Invertendo l'ultima equazione scritta avremo in funzione di L il numero di giri:

$$N = \frac{h - D_0 + \sqrt{(D_0 - h)^2 + \frac{4hL}{\pi}}}{2h}$$

Essendo un' equazione di secondo grado, avremo due soluzioni a seconda del segno \pm ma in questo si sceglie solo la soluzione con segno positivo, dato che quella con segno negativo rappresenta una spirale avvolta nell'altro senso. Procedendo avremo che il diametro esterno sarà:

$$D_1 = 2Nh + D_0$$

Tramite un codice *Matlab*, vengono generate le figure 7.1a e 7.1b, scegliendo il valore L = 10000 mm, h = 5.94 mm e variando il diametro interno D_0 ; i risultati sono riassunti in tabella 7.1 mentre in figura 7.2 si può avere una rappresentazione più chiara del longherone avvolto.



Figura 7.1: Longherone avvolto variando il diametro del mandrino

Tabella 7.1: Ingombro del longherone arrotolato al variare del diametro del mandrino

 $D_0 = 165 \ mm$ $D_0 = 330 \ mm$	N 12.87 8.26	$\begin{array}{c} D_1 \ [mm] \\ 329.74 \\ 440.1 \end{array}$	

Figura 7.2: Rappresentazione 3D, in Catia, del longherone avvolto con $D_0 = 165 mm$

7.2 Commenti finali

Questo lavoro di tesi ha avuto due tipologie di simulazioni svolte: una statica, considerando un'accelerazione gravitazionale pari a 0.1g ed una dinamica, in cui si è voluto arrotolare, per verificare la fattibilità di stivaggio, un longherone con angolo della sezione trasversale pari ad $\alpha = 180^{\circ}$.

Per avere dei risultati più corretti sono però necessari test più completi.

Per quanto riguarda la simulazione statica, come già descritto in parte al capitolo 4 sarà necessario:

- Considerare la zona di transizione durante le prove di carico statico ed adottare le misure necessarie per un rinforzo esterno, qualora fosse necessario
- A parità di potenza, utilizzare delle lunghezze diverse per il longherone, riducendo la larghezza del pannello solare e avere quindi ingombri minori per il trasporto

• Integrare una subruotine UMAT che possa descrivere il comportamento diverso a trazione e a compressione del Dyneema ed osservare come questo influisce sulla deformata e sugli stress.

Le simulazioni dinamiche invece possono essere migliorate adottando ad esempio:

- Adottare un sistema che renda più realistico l'arrotolamento, inserendo ad esempio delle piastre di rinforzo anteriormente ai cilindretti di appiattimento, come già descritto al capitolo 6
- Cercare di migliorare il comportamento a taglio del cuore, sagomandolo opportunamente oppure cambiando tipo di materiale
- Integrare una subruotine VUMAT (UMAT è la subroutine usata da ABAQUS per simulazioni non dinamiche) che possa descrivere il comportamento diverso a trazione e a compressione del Dyneema ed osservare come questo influisce sugli stress in fase di appiattimento ed arrotolamento
- Testare altri diametri del mandrino per trovare quello minimo per il quale l'arrotolamento possa avvenire in tutta sicurezza

Per quanto riguarda i test da condurre al calcolatore, devono essere integrate prove che verifichino una frequenza minima di 0.1 Hz [36] e che cerchino carichi di buckling globali della struttura. Può essere anche interessante realizzare e testare strutture con aree trasversali chiuse in modo da avere a disposizione altre soluzioni a seconda della tipologia di missione.

Infine, con i prossimi piani di colonizzazione umana, può essere utile validare questo tipo di struttura per diversi valori di g in modo da poter generare potenza elettrica anche per futuri moduli abitativi lunari e/o marziani.

Conclusione
Ringraziamenti

Per questo lavoro di Tesi i miei ringraziamenti vanno al Professor Enrico Cestino e Giacomo Frulla per il loro supporto e la loro pazienza nel seguirmi durante i mesi di studio.

Ringrazio anche l'Ingegner Nicola Giulietti di *Composite Research* per la guida e per la sempre costante disponibilità ricevuta.

Vorrei anche ringraziare il collega Alessio Piccolo per i suoi suggerimenti e l'enorme aiuto ricevuto.

Per questi 6 anni di vita universitaria, i miei più profondi ringraziamenti vanno a tutta la mia famiglia che mi ha sostenuto a trecentosessanta gradi, in ogni situazione, senza mollare un attimo.

Ringrazio tutti i miei amici, tutti i miei coinquilini e tutte le persone con cui ho avuto la fortuna di condividere questi splendidi anni che non dimenticherò mai.

Infine ringrazio anche tutti i miei amici di Minervino; anche se lontani ci siete sempre stati e so che ci sarete anche in futuro.

Torino 10/12/2021

Ringraziamenti

Bibliografia

- Wikipedia. Programma Artemis Wikipedia, L'enciclopedia libera. 2021. URL: http://it.wikipedia. org/w/index.php?title=Programma_Artemis&oldid=121396071.
- [2] Wikipedia. ExoMars Wikipedia, L'enciclopedia libera. 2021. URL: http://it.wikipedia.org/w/ index.php?title=ExoMars&oldid=118922471.
- [3] Wikipedia. Mars 2020 Wikipedia, L'enciclopedia libera. 2021. URL: http://it.wikipedia.org/w/ index.php?title=Mars_2020&oldid=121509872.
- [4] Wikipedia. Tianwen-1 Wikipedia, L'enciclopedia libera. 2021. URL: http://it.wikipedia.org/w/ index.php?title=Tianwen-1&oldid=121509326.
- [5] Wikipedia. Double Asteroid Redirection Test Wikipedia, L'enciclopedia libera. 2021. URL: http://it. wikipedia.org/w/index.php?title=Double_Asteroid_Redirection_Test&oldid=118288841.
- [6] NASA Planetary Science Program Support Task. Solar Power Technologies for Future Planetary Science Missions. 2007.
- [7] Martin Hillebrandt. «Conceptual Design of Deployable Space Structures». Doctoral thesis. Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, 2020.
- [8] Juan M. Fernandez. Advanced Deployable Shell-Based Composite Booms For Small Satellite Structural Applications Including Solar Sails.
- [9] M. Leipold, H. Runge e C. Sickinger. Large SAR membrane antennas with lightweight deployable booms. 2005.
- [10] Ronald Allred et al. «UV Rigidizable Carbon-Reinforced Isogrid Inflatable Booms». In: (apr. 2002). DOI: 10.2514/6.2002-1202.
- [11] Joshua Rodriguez. Flower power: NASA reveals spring starshade animation. 2020. URL: https://exoplanets.nasa.gov/resources/1015/flower-power-nasa-reveals-spring-starshade-animation/.
- [12] Manan Arya et al. Demonstration of deployment repeatability of key subsystems of a furled starshade architecture. 2021. URL: https://www.spiedigitallibrary.org/journals/Journal-of-Astronomical-Telescopes-Instruments-and-Systems/volume-7/issue-02/021202/Demonstration-of-deploymentrepeatability-of-key-subsystems-of-a-furled/10.1117/1.JATIS.7.2.021202.full?SS0=1&tab= ArticleLink.
- [13] Will Francis, Mark Lake e J. Steven Mayes. «A Review of Classical Fiber Microbuckling Analytical Solutions for use with Elastic Memory Composites». In: 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. DOI: 10.2514/6.2006-1764. eprint: https://arc.aiaa. org/doi/pdf/10.2514/6.2006-1764. URL: https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2006-1764.
- [14] Eric Pollard e Thomas Murphey. «Development of Deployable Elastic Composite Shape Memory Alloy Reinforced (DECSMAR) Structures». In: Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 2 (mag. 2006). DOI: 10.2514/6.2006-1681.
- [15] Juan Fernandez et al. «Bistable over the whole length (BOWL) CFRP booms for solar sails». In: feb. 2014, pp. 609–628. ISBN: 978-3-642-34906-5.
- [16] David Lichodziejewski, Gordon Veal e Billy Derbes. «Spiral Wrapped Aluminum Laminate Rigidization Technology». In: 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. DOI: 10.2514/6.2002-1701. eprint: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2002-1701. URL: https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2002-1701.
- [17] Tuanjie Li et al. «Form-finding methods for deployable mesh reflector antennas». In: Chinese Journal of Aeronautics 26.5 (2013), pp. 1276–1282.
- [18] Leri Datashvili/Large Space Structures GmbH. *Mesh reflector for shaped radio beams*. 2020. URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2020/09/Mesh_reflector_for_shaped_radio_beams.

- [19] Bob Chang Mike Nolan. ASTROMESH REFLECTOR FAMILY. 2017. URL: https://www.northropgrumman.com/space/astro-aerospace-products-astromesh/.
- [20] L3Harris[™] Fast. Forward. UNFURLABLE MESH REFLECTOR ANTENNAS. URL: https://www. l3harris.com/all-capabilities/unfurlable-mesh-reflector-antennas.
- [21] Wikipedia. IKAROS Wikipedia, L'enciclopedia libera. 2021. URL: http://it.wikipedia.org/w/ index.php?title=IKAROS&oldid=120051243.
- [22] NASA Langley Research Center. An Advanced Composites-Based Solar Sail System for Interplanetary Small Satellite Missions. 2018.
- [23] Christopher H. M. Jenkins. Recent Advances in Gossamer Spacecraft. 2015.
- [24] E. O. Felkel, G. Wolff e al. Flexible Rolled-Up Solar Array. 1970.
- [25] How Hubble got its wings: 6. Hubble's second-generation arrays. 2010. URL: https://www.esa.int/ Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/How_Hubble_got_its_wings_6._Hubble_s_ second-generation_arrays.
- [26] Eugene R. Schwanbeck. Developing Exploration Technologies on the International Space Station (ISS). Advanced Solar Arrays on the ISS. 2019.
- [27] Achilles Petras. «Design of Sandwich Structures». Doctor of Philosoph. Cambridge University Engineering Departmen, 1998.
- [28] Federico Cumino. «Preliminary design of deployable habitat for lunar outpost made by innovative material». Master's Thesis in Aerospace Engineering. Polytechnic of Turin, 2020.
- [29] Alessio Piccolo. «Preliminary design of deployable Martian habitat made by innovative material». Master's Thesis in Aerospace Engineering. Polytechnic of Turin, 2020.
- [30] Herbert J. Kramer. ISS Utilization: ROSA (Roll Out Solar Array). 2017. URL: https://directory. eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/iss-rosa.
- [31] Matthew K. Chamberlain et al. On-orbit flight testing of the Roll-Out Solar Array. 2020.
- [32] Jeremy A. Banik e Arup K. Maji. «Structural Scaling Parameters for Rectangular Flexible Blanket Solar Arrays». In: JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS (2016).
- [33] Deployable Space System. DSS'S FACT, MEGA-ROSA, AND SOLAROSA TECHNOLOGIES HIGHLIGHTED IN NASA'S TECH BRIEFS. 2012. URL: https://www.dss-space.com/post/dss-fact-mega-rosaand-solarosa-technologies-highlighted-in-nasas-tech-briefs.
- [34] Joseph N. Footdale e Thomas W. Murphey. Mechanism Design and Testing of a Self-Deploying Structure Using Flexible Composite Tape Springs. 2014.
- [35] Divinycell F. Divinycell F Technical Data. 2018.
- [36] Marco Straubel, Martin Hillebrandt e Christian Hühne. EVALUATION OF DIFFERENT ARCHITEC-TURAL CONCEPTS FOR HUGE DEPLOYABLE SOLAR ARRAYS FOR ELECTRIC PROPELLED SPACE CRAFTS. 2016.
- [37] 2014 Dassault Systèmes. Abaqus/CAE User's Guide. 2014. URL: http://130.149.89.49:2080/v6.14/ books/popups/usb-tbl.html.
- [38] Zongliang Du et al. «A new computational framework for materials with different mechanical responses in tension and compression and its applications». In: *International Journal of Solids and Structures* 100-101 (2016), pp. 54–73. URL: https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0020768316301639.
- [39] ABAQUS Analysis User's Manual. Three-dimensional conventional shell element library. 2006.
- [40] ABAQUS Analysis User's Manual. Three-dimensional solid element library. 2006.
- [41] Toray Composite Materials America. T700S Technical Datasheet. 2018.
- [42] Matthew K. Chamberlain, Steven H. Kiefer e Jeremy A. Banik. Structural Analysis Methods for the Roll-Out Solar Array Flight Experiment. 2019.
- [43] Warren C. Young e Richard G. Budynas. Roark's Formulas for Stress and Strain. 2002.
- [44] ABAQUS Analysis User's Manual. Rigid element library. 2006.