

# POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in  
Ingegneria Aeronautica



## Studi sperimentali e analisi numeriche per la progettazione di una struttura alare con capacità morphing

Relatore: Prof. Ing. Alessandro AIROLDI

Co-relatore: Ing. Paolo BETTINI

Tesi di Laurea di:

Luca BOLGIANI Matr. 734213

Anno Accademico 2010/2011



# Ringraziamenti

Questo lavoro di tesi rappresenta la fine del mio percorso universitario, che ha rappresentato un'opportunità di crescita e mi ha riservato grandi soddisfazioni personali.

Desidero ringraziare il Prof. Ing. A. Airoidi, che mi ha seguito durante tutto il lavoro di tesi, aiutandomi nei momenti più difficili e stimolando sempre l'interesse ad approfondire l'argomento dal punto di vista ingegneristico, e l'Ing. P. Bettini per avermi gentilmente fornito tutto il sostegno di cui ho avuto bisogno nella fase sperimentale e tecnologica.

Un ringraziamento speciale va a M. Crespi, che si è sempre mostrato disponibile nel darmi consigli durante i primi ardui momenti del lavoro; senza il suo aiuto non sarei riuscito ad accumulare in così breve tempo tutte le conoscenze necessarie allo sviluppo dell'attività.

A mio padre, che mi ha sempre trasmesso la sua totale fiducia, lasciandomi la massima libertà e confidando senza riserve nelle mie capacità e nel mio impegno per poter raggiungere questo traguardo.

Non posso infine dimenticare tutte le persone e gli amici con cui ho condiviso il lungo percorso universitario e che hanno contribuito a renderlo piacevole anche nei periodi più difficili.



# Indice

Sommario	XI
Abstract	XIII
Introduzione	1
<b>1 Tecnologie per strutture con capacità <i>morphing</i></b>	<b>3</b>
1.1 Generalità sul <i>morphing</i>	3
1.2 Progetti in corso	5
1.2.1 Programmi militari	5
1.2.2 Studi su strutture e materiali “intelligenti”	9
1.3 Le strutture chirali	13
1.3.1 Strutture <i>honeycomb</i> e materiali auxetici	13
1.3.2 Le celle chirali	14
1.4 <i>Morphing Sail</i> basata su topologie chirali	16
<b>2 Sperimentazione e modellazione di unità chirali in composito</b>	<b>21</b>
2.1 Produzione di celle chirali	21
2.2 Prove sperimentali sulle celle	25
2.2.1 Modalità di prova	25
2.2.2 Elaborazione dei dati sperimentali	28
2.3 Modellazione numerica delle celle	32
2.4 Correlazione numerico-sperimentale	36
2.5 Identificazione delle condizioni di sollecitazione a rottura	39
<b>3 Modellazione numerica del dimostratore tecnologico e progetto preliminare</b>	<b>41</b>
3.1 Evoluzione del progetto	41
3.1.1 Modellazione e analisi di un profilo bi-dimensionale con topologia chirale	41
3.1.2 Considerazioni per lo sviluppo di una centina chirale e modellazione	45

3.2	Sviluppo e modellazione del dimostratore completo . . . . .	50
3.2.1	Parti del dimostratore nell'ipotesi preliminare di progetto	51
3.2.2	Modellazione e assemblaggio . . . . .	53
3.2.3	Collegamenti . . . . .	57
3.2.4	Vincoli . . . . .	62
3.2.5	Carichi . . . . .	62
3.3	Problematiche del rivestimento . . . . .	64
3.3.1	Prove sul rivestimento isolato . . . . .	66
3.4	Verifiche sul modello . . . . .	69
3.4.1	Verifica cinematica della centina . . . . .	69
3.4.2	Prova di rotazione imposta . . . . .	70
3.4.3	Prova con carico uniforme . . . . .	71
3.5	Punto di progetto e analisi degli sforzi . . . . .	72
<b>4</b>	<b>Studi di ottimizzazione della centina</b>	<b>79</b>
4.1	Obiettivi dell'ottimizzazione . . . . .	79
4.2	Metodi per l'ottimizzazione strutturale . . . . .	79
4.3	Modello per l'ottimizzazione . . . . .	81
4.3.1	Configurazione di riferimento . . . . .	81
4.3.2	Parametrizzazione del modello numerico . . . . .	84
4.3.3	Funzioni obiettivo e vincoli . . . . .	85
4.3.4	Organizzazione della procedura . . . . .	86
4.4	Superfici di risposta . . . . .	89
4.5	Minimizzazione del momento flettente . . . . .	94
4.6	Minimizzazione del peso strutturale . . . . .	97
4.7	Configurazione di compromesso . . . . .	98
4.8	Prestazione del dimostratore con centine a spessori variabili .	101
	<b>Conclusioni e sviluppi futuri</b>	<b>107</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>109</b>

# Elenco delle figure

1.1	Ottimizzazione dell'involuppo di volo grazie alle tecnologie <i>morphing</i> . . . . .	4
1.2	Il Wright Flyer . . . . .	5
1.3	Il jet F/A-18 del programma Aeroelastic Wing . . . . .	6
1.4	Funzionamento della Z-wing . . . . .	6
1.5	Il Cormorant MPUAV . . . . .	7
1.6	Il drone FireBee . . . . .	7
1.7	Buckle-wing UAV . . . . .	8
1.8	UCAV con capacità <i>morphing</i> . . . . .	8
1.9	Travatura cellulare con tendini . . . . .	9
1.10	Velivolo con <i>gull-wing</i> . . . . .	10
1.11	Centine scorrevoli . . . . .	10
1.12	La vela <i>bat-wing</i> di Richard Dryden . . . . .	11
1.13	La <i>Metal Rubber</i> di NanoSonic . . . . .	11
1.14	Polimeri a memoria di forma Veriflex <sup>®</sup> . . . . .	12
1.15	Tipologie di <i>honeycomb</i> . . . . .	13
1.16	Schema di una cella chirale . . . . .	14
1.17	Diverse configurazioni di una struttura chirale . . . . .	15
1.18	Meccanismo di deformazione di un legamento in compressione	16
1.19	Schema della deriva mobile . . . . .	18
1.20	Prestazioni del profilo <i>morphing</i> . . . . .	20
1.21	Dimostratore tecnologico per la <i>morphing sail</i> . . . . .	20
2.1	Alcune celle chirali prodotte . . . . .	22
2.2	Produzione dei legamenti . . . . .	23
2.3	Assemblaggio dei legamenti nello stampo per la cella . . . . .	23
2.4	Assemblaggio di una cella chirale . . . . .	24
2.5	Cella con cilindri metallici per il collegamento con la macchina di prova . . . . .	26
2.6	Cella con cilindri riempiti di resina per facilitare il collegamento con l'attrezzatura di prova . . . . .	26
2.7	Una cella in vetro durante la prova . . . . .	27

2.8	Una cella in carbonio durante la prova . . . . .	27
2.9	Curva forza-spostamento per una cella in vetro $[\pm 45^\circ]$ a 7 pelli	29
2.10	Ciclo di trazione-compressione su una cella in vetro $[\pm 45^\circ]$ a 7 pelli . . . . .	30
2.11	Diagramma riassuntivo delle prove sulle celle . . . . .	30
2.12	Curva forza-spostamento per una cella in vetro $[0^\circ/90^\circ]$ a 17 pelli . . . . .	31
2.13	Cedimento dell'incollaggio in una cella GFRP $[0^\circ/90^\circ]$ a 17 pelli	32
2.14	Modello ad elementi finiti di una cella chirale . . . . .	33
2.15	Deformazione di una cella a trazione . . . . .	35
2.16	Sensitività delle celle al variare dello spessore dei legamenti . .	35
2.17	Andamento tipico delle curve forza-spostamento lineari e non- lineari . . . . .	36
2.18	Sensitività al <i>drop-off</i> per la cella in carbonio a 3 pelli . . . .	37
2.19	Correlazione numerico-sperimentale per le celle . . . . .	38
2.20	Concentrazioni di sforzo e rottura in una cella GFRP $[0^\circ/90^\circ]_{17}$	39
2.21	Concentrazioni di sforzo e momento alla rottura in una cella CFRP $[0^\circ/90^\circ]_7$ . . . . .	40
2.22	Concentrazioni di sforzo e momento alla rottura in una cella GFRP $[0^\circ/90^\circ]_{17}$ . . . . .	40
3.1	Modello di striscia 2D . . . . .	42
3.2	Schema per la generazione del modello 2D . . . . .	42
3.3	Convenzioni utilizzate per il rivestimento . . . . .	45
3.4	Deformata del modello di striscia 2D . . . . .	46
3.5	Modello del dimostratore con struttura chirale continua . . . .	46
3.6	Modello di centina . . . . .	47
3.7	<i>Mesh</i> considerate per le celle . . . . .	47
3.8	Sensitività della centina al variare dello spessore dei legamenti	49
3.9	Modelli ad elementi finiti del dimostratore in due configurazioni	50
3.10	Centine utilizzate per il dimostratore . . . . .	52
3.11	Composito corrugato per il rivestimento della <i>morphing sail</i> .	52
3.12	Modelli di naso e coda . . . . .	53
3.13	Modello di partenza di una centina del dimostratore . . . . .	54
3.14	Modello di un perno . . . . .	55
3.15	Assemblaggio del modello del dimostratore . . . . .	56
3.16	Adattamento e assemblaggio delle centine nel modello globale	57
3.17	Collegamento del rivestimento con naso e coda - tecnica co- struttiva . . . . .	58
3.18	Collegamento del rivestimento con naso e coda - modello nu- merico . . . . .	59



3.19	Collegamento tra centine e rivestimento - tecnica costruttiva . . . . .	60
3.20	Collegamento tra centine e rivestimento - modello numerico . . . . .	60
3.21	Collegamento dei perni . . . . .	61
3.22	Modalità di vincolo per il modello del dimostratore . . . . .	62
3.23	Suddivisione del profilo per la definizione dei carichi . . . . .	63
3.24	Deformata del dimostratore con il vecchio rivestimento . . . . .	65
3.25	Modello del rivestimento esterno . . . . .	66
3.26	Test sulla pelle isolata . . . . .	67
3.27	Condizioni di vincolo per le verifiche sul collegamento della pelle . . . . .	68
3.28	Deformate delle verifiche cinematiche sulla centina . . . . .	69
3.29	Deformate per la prova di rotazione imposta . . . . .	71
3.30	Deflessione massima del dimostratore a 3 centine al variare dello spessore dei legamenti . . . . .	73
3.31	Deflessione massima del dimostratore a 4 centine al variare dello spessore dei legamenti . . . . .	73
3.32	Deformata del dimostratore a 3 centine, configurazione finale . . . . .	74
3.33	Deformata del dimostratore a 4 centine, configurazione finale . . . . .	74
3.34	Distribuzione di sforzi tangenziali per la centina centrale del dimostratore a 3 centine . . . . .	76
3.35	Distribuzione di momento flettente per la centina centrale del dimostratore a 3 centine . . . . .	76
3.36	Distribuzione di sforzi tangenziali per una centina centrale del dimostratore a 4 centine . . . . .	77
3.37	Distribuzione di momento flettente per una centina centrale del dimostratore a 4 centine . . . . .	77
4.1	Schematizzazione del metodo di ottimizzazione Simplex (Nelder-Mead) . . . . .	80
4.2	Configurazione di riferimento per la centina isolata . . . . .	83
4.3	Suddivisione della centina in zone . . . . .	84
4.4	Particolare del legamento più caricato della centina . . . . .	85
4.5	Punti di controllo per la deflessione della centina . . . . .	86
4.6	Schema per il calcolo del peso strutturale . . . . .	87
4.7	Schema organizzativo per l'ottimizzazione . . . . .	87
4.8	Diagramma di flusso di Nexus . . . . .	88
4.9	Andamento della deflessione massima al variare di $t_A$ e $t_B$ . . . . .	91
4.10	Andamento della deflessione massima al variare di $t_A$ e $K$ . . . . .	91
4.11	Andamento del momento flettente massimo al variare di $t_A$ e $t_B$ . . . . .	92
4.12	Andamento del momento flettente massimo al variare di $t_A$ e $K$ . . . . .	93
4.13	Andamento del momento flettente massimo al variare di $t_C$ e $K$ . . . . .	93
4.14	Andamento della deflessione massima al variare di $t_C$ e $K$ . . . . .	94

4.15	Soluzioni ottenute minimizzando il momento flettente . . . . .	96
4.16	Configurazione di compromesso per la centina - visualizzazione risultati . . . . .	100
4.17	Soluzione per il dimostratore a 3 centine - minimizzazione del momento flettente . . . . .	103
4.18	Soluzione per il dimostratore a 3 centine - compromesso peso- momento . . . . .	104
4.19	Soluzione per il dimostratore a 4 centine - minimizzazione del momento flettente . . . . .	105
4.20	Soluzione per il dimostratore a 4 centine - compromesso peso- momento . . . . .	106

# Elenco delle tabelle

1.1	Parametri geometrici di una cella chirale . . . . .	15
1.2	Parametri della configurazione finale del profilo . . . . .	19
2.1	Celle chirali sottoposte a prove sperimentali . . . . .	28
2.2	Sommario degli spostamenti massimi nelle prove sulle celle . .	28
2.3	Caratteristiche meccaniche delle lamine utilizzate per le celle .	34
2.4	Riassunto degli ammissibili per le celle . . . . .	40
3.1	Parametri per la generazione della struttura chirale . . . . .	43
3.2	Variazione della soluzione per celle con differenti <i>mesh</i> . . . .	48
3.3	Caratteristiche meccaniche del ROHACELL <sup>®</sup> . . . . .	51
3.4	Materiali utilizzati per naso e coda . . . . .	53
3.5	Parametri in ingresso all'interpolatore dei carichi aerodinamici	63
3.6	Confronto tra le reazioni vincolari nelle analisi sul rivestimento	68
3.7	Sommario della verifica di rotazione imposta . . . . .	70
3.8	Punti di progetto del dimostratore nelle due configurazioni . .	72
3.9	Riassunto di sforzi e momenti per il modello del dimostratore .	75
4.1	Fattori di correzione per gli effetti del rivestimento per la centina di riferimento . . . . .	82
4.2	Configurazione di riferimento per la centina . . . . .	82
4.3	Parametri del modello . . . . .	85
4.4	Ingressi e uscite per <i>Design of Experiment</i> . . . . .	89
4.5	Variabili, obiettivi e vincoli per la minimizzazione del flusso di momento . . . . .	95
4.6	Risultati della minimizzazione del momento flettente . . . . .	95
4.7	Variabili, obiettivi e vincoli per la minimizzazione del peso strutturale . . . . .	97
4.8	Risultati della minimizzazione del peso strutturale . . . . .	98
4.9	Variabili, obiettivi e vincoli per la configurazione di compromesso	99
4.10	Configurazione di compromesso per la centina . . . . .	101
4.11	Differenze di prestazioni rispetto alla configurazione originale .	102



# Sommario

Uno dei filoni di ricerca più promettenti degli ultimi anni in campo aeronautico è quello relativo alle tecnologie *morphing*, ovvero tutte quelle tecniche in grado di modificare la forma, locale o globale, di un velivolo al fine di ottenere dei benefici sulle prestazioni. In particolare le celle chirali, topologie strutturali non centrosimmetriche con la capacità di permettere grandi spostamenti con livelli di deformazione diffusi, mostrano un grande potenziale in questo senso. E' proprio tramite queste strutture che il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano si propone di realizzare un dimostratore tecnologico di una superficie aerodinamica capace di variare significativamente la propria curvatura sfruttando la deformabilità intrinseca delle celle chirali. Gli obiettivi generali di questo lavoro di tesi consistono nella valutazione sperimentale delle prestazioni delle unità chirali e nello sviluppo di un progetto per il dimostratore tecnologico mediante simulazioni numeriche della risposta strutturale. Sono stati effettuati degli studi sul comportamento delle singole celle chirali, avvalendosi sia di simulazioni numeriche che di prove sperimentali, che hanno portato a individuare i limiti di rottura delle unità chirali e a validare gli approcci numerici per la modellazione della risposta strutturale in rigidità. Inoltre, partendo dai risultati ottenuti dalle ottimizzazioni condotte sui profili *morphing*, è stato realizzato un modello ad elementi finiti in Abaqus del dimostratore tecnologico completo nelle configurazioni a 3 e 4 centine, determinando per ciascuna di esse il punto di progetto in grado di rispettare i requisiti. Lo sviluppo di questo modello, che ha portato anche alla definizione di alcuni aspetti costruttivi del dimostratore, ha permesso di definire i requisiti per il rivestimento flessibile, valutare gli sforzi agenti nella struttura in condizioni di progetto e studiare efficacemente le connessioni tra i diversi elementi dell'assieme. Infine ci si è concentrati sulla centina chirale, indagando la possibilità di ottimizzarla in modo da garantire una migliore distribuzione degli sforzi minimizzando allo stesso tempo il peso.

**Parole chiave:** *morphing*, strutture chirali, dimostratore tecnologico, ottimizzazione



# Abstract

In latest years, morphing technologies proved to be one of the most promising research fields in aeronautics; through them it is possible to change the shape of an aircraft structure, in a local or global way, in order to accomplish better performances. Chiral structures seem to be an excellent choice for these applications thanks to their ability to undergo significant global displacements with limited local strains. The Aerospace Department of Politecnico di Milano is currently developing a technological demonstrator for an aerodynamic surface capable of changing its cambering by exploiting the elastic compliance of chiral structures. Experimental evaluation of the chiral cells performances and the development of a design for the technological demonstrator are the main goals of this thesis. Studies on chiral cells are conducted by means of both numerical simulations and experimental tests to assess the deformation capabilities of these components and evaluate their stiffness in relation with the thickness and lamination sequence. Failure limits for the chiral units are identified and the numerical models are validated through a numerical/experimental correlation. A finite element model of the technological demonstrator, both in its three-ribs and four-ribs configurations, is developed to determine the design parameters needed to meet the deflection requirements coming from a previous profile optimization procedure. A stress analysis on the model is performed and some technological aspects about the connections between the different parts are defined too. As a further analysis, the possibility to run an optimization of the ribs in order to accomplish a better stress distribution is investigated, also taking into account the structure weight.

**Keywords:** morphing, chiral structures, technological demonstrator, optimization





# Introduzione

Negli ultimi anni uno dei filoni di ricerca di maggior interesse all'interno dell'industria aeronautica, sia civile che militare, è quello relativo allo sviluppo di tecnologie in grado di modificare la forma di alcune parti del velivolo sfruttando la deformabilità intrinseca della struttura; queste tecniche sono note con il nome di *morphing*. Grande importanza rivestono le superfici aerodinamiche capaci di variare la propria forma globale in maniera continua sfruttando l'elasticità della struttura, senza perciò fare uso di meccanismi aggiuntivi quali le classiche superfici mobili, con evidenti vantaggi in termini di efficienza durante tutto l'involuppo di volo. In particolare, una delle soluzioni più promettenti in questo ambito è rappresentata dalle strutture chirali, caratterizzate da una geometria cellulare in grado di raggiungere grandi spostamenti mantenendo però in campo elastico il materiale che la costituisce.

Il presente lavoro di tesi si inserisce in questo campo di ricerca e si propone di giungere ad una soluzione efficace per la realizzazione di un dimostratore tecnologico di una superficie aerodinamica con capacità *morphing*. In primo luogo si è condotta un'indagine sperimentale sulle celle chirali, che costituiscono l'unità di base della centina, al fine di determinarne il comportamento, lineare o non lineare, e stabilire se modelli numerici lineari siano quindi adeguati alla descrizione del componente, analizzando anche i livelli di sollecitazione a cui le celle subiscono cedimenti e rotture. Inoltre è stato opportuno considerare la possibilità di realizzare celle con differenti materiali e sequenze di laminazione, per studiarne le particolari caratteristiche.

L'attività ha previsto quindi lo sviluppo di un modello completo del dimostratore tecnologico. La sua struttura risulta semplificata rispetto alle soluzioni presentate fino a questo momento e il suo obiettivo è quello di fornire una prima dimostrazione sperimentale dell'efficacia delle topologie chirali attraverso prove in galleria del vento. La peculiare configurazione del dimostratore ha richiesto accurate indagini che arrivassero a determinare alcuni importanti punti; il modello ad elementi finiti è stato utilizzato per definire una soluzione costruttiva, individuare i requisiti per il rivestimento flessibile e indagare le possibili soluzioni per il collegamenti dei diversi elementi.

Considerati gli obiettivi del lavoro indicati in precedenza, il lavoro di tesi è organizzato in quattro capitoli di cui si fornisce un breve sommario.

Nel Capitolo 1 si fornisce un'introduzione al concetto di *morphing* e alle tecnologie per la variazione di forma nell'industria aeronautica moderna, mostrando alcune applicazioni pratiche, fino ad arrivare alla definizione delle geometrie chirali e al progetto attualmente in corso presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano.

Il Capitolo 2 si concentra sulle problematiche relative alla produzione e alle prestazioni meccaniche delle celle chirali, studiate sia dal punto di vista sperimentale sia tramite modelli ad elementi finiti. Dopo aver ripercorso il processo tecnologico per la realizzazione delle celle, sono descritte le modalità di prova in laboratorio e le tecniche di modellazione impiegate per le analisi numeriche. Sono quindi riportate le elaborazioni dei dati ottenuti, ricavando le curve caratteristiche forza-spostamento per le diverse celle ed effettuando la correlazione numerico-sperimentale.

Il Capitolo 3 contiene la descrizione dei modelli numerici utilizzati per le analisi statiche, a partire dai primi modelli 2D fino ad arrivare alla realizzazione dell'assemblato complessivo su cui sono state effettuate le analisi per la determinazione della configurazione finale del dimostratore. In questo Capitolo viene trattato anche il problema del rivestimento flessibile, che si è rivelato un componente fondamentale per il corretto funzionamento della struttura chirale e per la definizione della sua rigidità globale. Data la complessità del modello si riportano anche i risultati di alcune prove di validazione che è stato necessario condurre per assicurarsi della coerenza con le linee guida del progetto, derivanti dalle precedenti analisi sui modelli 2D.

Il Capitolo 4 si focalizza sulle analisi di dettaglio del componente centina, illustrando i risultati di una procedura di ottimizzazione della struttura chirale in modo da ottenere la migliore distribuzione delle sollecitazioni possibile e contemporaneamente una minimizzazione del peso strutturale.

Il tema affrontato in questo lavoro di tesi è stato anche esposto alla *16th International Conference on Composite Structures* svoltasi nei giorni 28-30 Giugno 2011 a Porto [1] ed è stato oggetto di un articolo dal titolo "Structural design of a technological demonstrator of a morphing wing", presentato alla *3rd Ankara International Aerospace Conference* del 14-16 Settembre 2011 [2].

# Capitolo 1

## Tecnologie per strutture con capacità *morphing*

### 1.1 Generalità sul *morphing*

Con il termine *morphing* si indicano tutte quelle tecnologie in grado di provocare una variazione di forma, a livello locale o globale, dei componenti di una struttura in modo da ottenere un aumento delle prestazioni. Solitamente con il termine di strutture *morphing* si indicano soluzioni nelle quali questo cambiamento di forma è realizzato in maniera continua, senza l'utilizzo di cerniere e rotazioni rigide, ma solo sfruttando l'elasticità della struttura.

In ambito aerospaziale, sia civile che militare, negli ultimi anni si sono intrapresi diversi studi in merito a queste tecniche con l'obiettivo di massimizzare le prestazioni dei velivoli e ampliare gli inviluppi di volo. In particolare, risulta di estrema importanza la capacità di adattare la configurazione di un velivolo in ogni istante della missione con conseguente risparmio di risorse (carburante e tempo) e quindi costi operativi. Infatti attualmente, durante il progetto di velivoli di architettura tradizionale, ciò che si fa normalmente è ottimizzare la configurazione in relazione ad una sola specifica condizione di volo, oppure cercare un compromesso considerando molteplici condizioni operative; le tecnologie *morphing* promettono invece di riuscire ad adeguare la configurazione del velivolo lungo tutto l'inviluppo di volo e per differenti tipi di missione (Figura 1.1). La più grande motivazione che spinge alla ricerca in questo ambito è quindi l'ambizione di avere una flotta composta da un solo tipo di velivolo *morphing* anziché da una moltitudine di macchine, ciascuna progettata per un singolo scopo.

Oltre all'estensione dell'inviluppo di volo, le strutture *morphing* offrono anche altri importanti vantaggi, come l'eliminazione dei meccanismi conven-

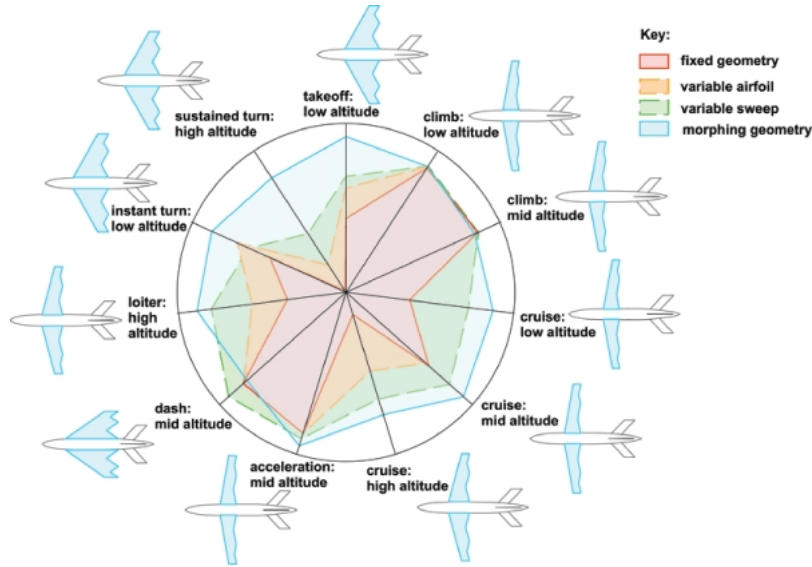


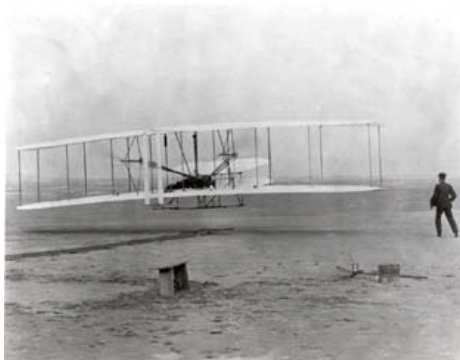
Figura 1.1: Ottimizzazione dell'involuppo di volo grazie alle tecnologie *morphing*

zionali per le superfici di comando, la riduzione della resistenza aerodinamica (con conseguente aumento dell'autonomia) e un metodo di controllo sulle vibrazioni e sui fenomeni di flutter. È importante notare che tutti questi aspetti in realtà richiedono comportamenti della struttura molto differenti; ad esempio, l'ampliamento dell'involuppo di volo deriva da modifiche di forma grandi ma eseguite a velocità molto basse, mentre il controllo delle vibrazioni sfrutta variazioni piccole ad alta frequenza. Risulta perciò evidente che non potrà mai esistere un'unica struttura *morphing* capace di adempiere a tutte queste funzioni, ma ci saranno tecnologie differenti per applicazioni differenti.

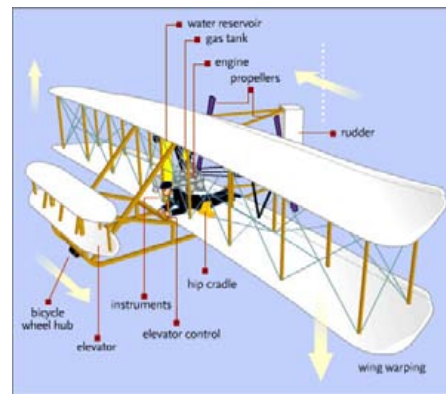
Nello studio delle strutture *morphing* hanno particolare rilievo due ambiti di indagine. Il primo è relativo all'applicazione di strutture e materiali "intelligenti" (*smart materials* o *smart structures*) innovativi e diversi dalle tecnologie tradizionali, il secondo è un aspetto più metodologico ed è legato alla possibilità di utilizzare i metodi di ottimizzazione multi-disciplinare (MDO, *Multi-Disciplinary Optimization*) per studiare soluzioni nuove ed efficienti.

La recente attenzione per le strutture *morphing* è in realtà riconducibile a una tendenza ben radicata nella storia delle costruzioni aeronautiche. Fin dagli albori della storia aeronautica i progettisti si sono ispirati alle soluzioni presenti in natura per la soluzione di certi problemi e il *morphing* non fa eccezione. Infatti già il primo velivolo della storia, il Wright Flyer dei fratelli Wright realizzato nel 1903, presentava ali flessibili e sfruttava la loro torsione per il controllo della macchina. Questo metodo poteva essere efficace per un velivolo leggero come il Flyer ma divenne ben presto inutilizzabile man

mano che si sono sviluppati aerei sempre più pesanti e veloci e si sono rese necessarie ali più rigide e resistenti.



(a) Il Wright Flyer del 1903



(b) Schema del velivolo

Figura 1.2: Il Wright Flyer

## 1.2 Progetti in corso

In questo paragrafo si presenta una breve panoramica dei principali programmi di ricerca e sviluppo nell'ambito delle tecnologie *morphing* condotti sia da enti governativi e militari che compagnie e università [3].

### 1.2.1 Programmi militari

**Active Aeroelastic Wing Program (NASA)** Questo programma di ricerca della NASA [4], attivo fin dalla fine degli anni '80, si è concentrato sull'ottenimento di migliori prestazioni di manovrabilità del jet militare supersonico F/A-18 (Figura 1.3) tramite la torsione, indotta aerodinamicamente, di ali leggere e flessibili. Si tratta perciò di una versione modernizzata e aggiornata tecnologicamente del concetto già sfruttato dai fratelli Wright nel loro *Wright Flyer*. Il primo volo di questo velivolo, poi ribattezzato X-53, è avvenuto con successo nel novembre 2002, mentre i risultati più importanti sull'efficacia del progetto sono stati confermati durante le prove di manovra nel 2004-2005.

**Smart Wing Program (NASA, ARFL, DARPA)** Erede del precedente programma gestito dalla NASA, il progetto "Smart Wing" della DARPA [5] si propone di utilizzare strutture e materiali "intelligenti" (*smart ma-*



Figura 1.3: Il jet F/A-18 del programma Aeroelastic Wing

*terials*) per migliorare le prestazioni aerodinamiche dei jet militari in termini di rapporto portanza/resistenza, manovrabilità e risposta aeroelastica.

***Z-wing Morphing UAV e Cormorant MPUAV (Lockheed-Martin)*** Si tratta di ricerche che hanno come obiettivo quello di sviluppare tecnologie in grado di consentire al velivolo variazioni significative della propria forma per poter soddisfare in maniera ottimale i requisiti derivanti da diversi tipi di missione e condizione di volo. Due sono le configurazioni portate avanti all'interno del progetto, la *bat-wing* e la *Z-wing* (Figura 1.4); la prima prevede estensione e retrazione della superficie dal corpo tramite scorrimento piano, mentre la seconda è caratterizzata da un ripiegamento delle ali simile a quello utilizzato dai volatili. Queste tecnologie consentono una modifica della superficie alare complessiva fino al 150% e gli attuali studi convergono sulla possibilità di distribuire sensori e attuatori sulla struttura per permetterne anche un radicale cambiamento di forma.

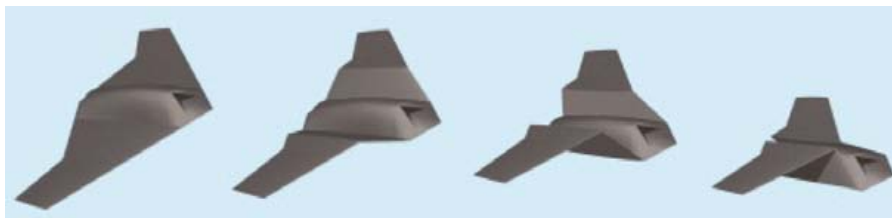


Figura 1.4: Funzionamento della Z-wing

Un progetto parallelo è costituito dal Cormorant MPUAV (Multi-Purpose Unmanned Air Vehicle, Figura 1.5), un velivolo multi-ruolo privo di equipaggio capace di assumere differenti forme in base alla missione corrente [6]. Pur

essendo ancora in fase di progettazione e sviluppo, le notizie ufficiali parlano di una macchina tra i 15 e i 20 piedi di larghezza ad ali completamente estese, in grado di raggiungere Mach 0.4 in configurazione di *loiter* e Mach 0.8 con ali interamente ripiegate. La tecnologia fondamentale alla base del Cormorant è quella delle “membrane a memoria di forma”, che rispondono ad impulsi elettrici e consentono la variazione di forma delle superfici alari.



Figura 1.5: Il Cormorant MPUAV

**Ala *morphing* su drone Ryan Firebee (NextGen Aeronautics)** Il programma di ricerca di NextGen Aeronautics si propone di sviluppare un rivoluzionario drone muta-forma (Figura 1.6), con prestazioni ottimizzate per condizioni di volo drasticamente diverse. Il progetto prevede variazioni del 145% della superficie alare, fino al 440% per l’allungamento e del 280% per le dimensioni caratteristiche del profilo (corda e spessore).



Figura 1.6: Il drone FireBee

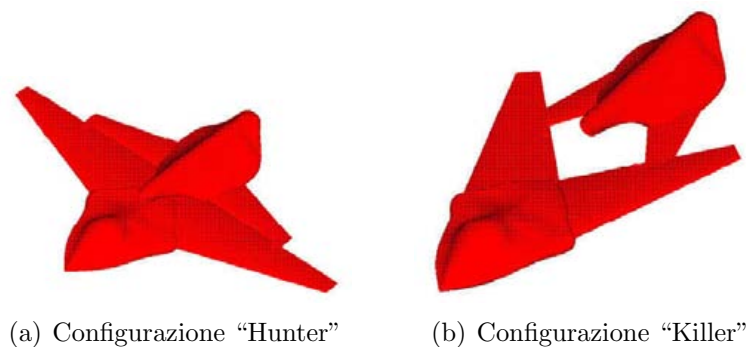
***Buckle-wing UAV (Università di Notre Dame)*** Questo velivolo privo di pilota (Figura 1.7) è in grado di cambiare la propria configurazione da una a due ali collegate agli estremi; l’aspetto più critico al momento è il progetto della sezione alare, che si presenta come un problema di ottimizzazione multi-livello e avente come obiettivi contrastanti manovrabilità e autonomia [7].



Figura 1.7: Buckle-wing UAV

**UCAV con capacità *morphing* (Georgia Institute Of Technology)**

Il drone da combattimento in fase di sviluppo al Georgia Institute of Technology sfrutta significative variazioni di geometria per compiere in maniera ottimale sia le fasi di *loiter* (bassa velocità ed alta quota) sia le fasi di attacco a velocità supersonica. Per raggiungere questi obiettivi il velivolo è in grado di ottenere cambiamenti di superficie alare fino al 200%, variare l'angolo di freccia da  $20^\circ$  a  $70^\circ$  e l'allungamento da 3 a 7. La tecnologia impiegata si avvale di cerniere assiali e sferiche che permettono al particolare tipo di ala la variazione di forma desiderata; secondo le stime, il peso aggiuntivo introdotto da questi meccanismi viene ampiamente compensato dal risparmio di carburante.

Figura 1.8: UCAV con capacità *morphing*

**Missile Tomahawk con capacità *morphing* (Raytheon Missile Systems)** Raytheon sta sviluppando un particolare missile Tomahawk dotato di ali *morphing* che gli permetterebbero di raggiungere ad alta velocità la



zona del bersaglio, effettuare alcuni passaggi di attesa e successivamente spostarsi verso un'altra area contrassegnata, con variazioni di velocità da Mach 0.3 a Mach 3. In questo modo si avrebbe un solo missile capace di svolgere in maniera ottimale una moltitudine di differenti missioni, oppure completare con più efficienza un singolo tipo di compito.

### 1.2.2 Studi su strutture e materiali “intelligenti”

Nel paragrafo 1.2.1 si sono presentate le possibili configurazioni *morphing* di velivoli in fase di studio, in questa sezione vengono illustrate alcune delle soluzioni strutturali attraverso le quali si cerca di realizzare i concetti esposti precedentemente.

**Travatura cellulare con tendini (Penn State University)** Si tratta di una struttura cellulare con moduli a forma di diamante (Figura 1.9) che utilizza funi metalliche, chiamate tendini, come elementi attivi per il cambiamento di forma tramite una deformazione stabile, continua e controllata. I vari componenti della travatura sono collegati agli angoli tramite giunti costituiti da una lega a memoria di forma, che garantisce il ritorno alla posizione originaria una volta che l'attuazione si interrompe. Per quanto riguarda l'attuazione, essa avviene attraverso la tensione e il rilascio dei tendini metallici azionati in maniera tale che al tendersi di una fune se ne rilassa un'altra, così da preservare la stabilità in ogni posizione intermedia. Per l'utilizzo in contesto aeronautico si sta sviluppando un rivestimento capace di adeguarsi facilmente al cambiamento di forma e l'idea predominante attualmente consiste in una pelle segmentata a scaglie ([8] e [9]).

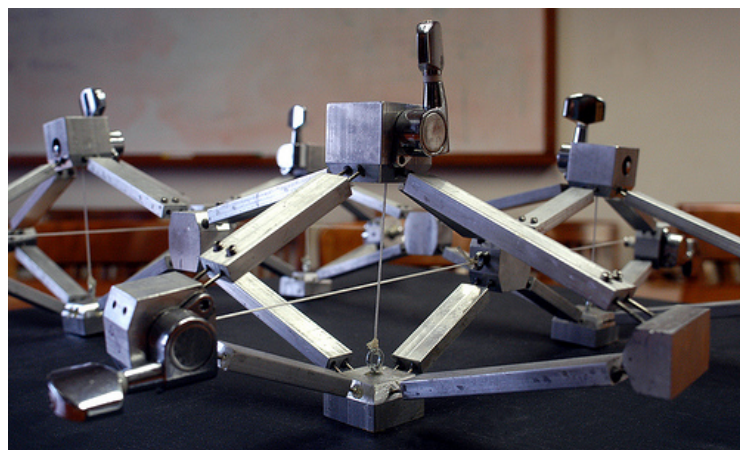


Figura 1.9: Travatura cellulare con tendini

**Meccanismi per velivoli con ali a gabbiano (University of Florida)**

In questo caso l'azione di *morphing* è ottenuta tramite un movimento di ispirazione biologica, in particolare si tratta di un meccanismo che tramite giunti articolati riproduce la fisionomia delle ali di un gabbiano (Figura 1.10), che hanno la particolarità di presentare un angolo di diedro positivo alla radice dell'ala e negativo all'estremità [10].



Figura 1.10: Velivolo con *gull-wing*

**Meccanismi flessibili per il *morphing* (University of Michigan)**

Il progetto si propone di realizzare meccanismi per la variazione di forma basati esclusivamente sulla deformabilità propria della struttura, che garantisce un movimento controllato, senza l'utilizzo di giunti e cerniere. L'ala flessibile che si avvale di questa tecnologia mostra cambiamenti di curvatura al bordo d'attacco fino a  $15^\circ$  e al bordo d'uscita fino a  $20^\circ$ .

**Centine scorrevoli (Cornerstone Research Group)**

Si tratta di componenti che costituiscono la struttura interna dell'ala *morphing* (Figura 1.11), da integrare con attuatori e un rivestimento continuo.

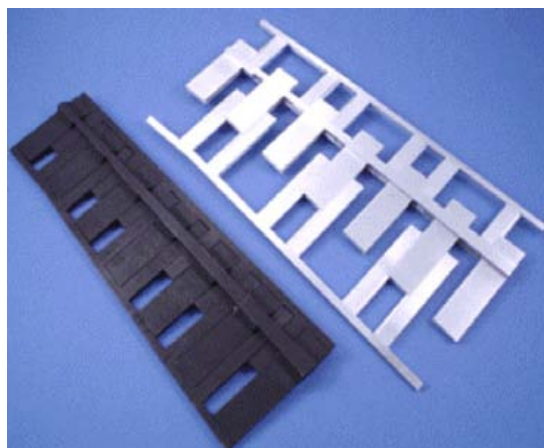


Figura 1.11: Centine scorrevoli

***Bat-wing sail* (Richard Dryden)** Alcuni studi sul *morphing* sono attivi anche in ambito velistico, come ad esempio la cosiddetta *transition rig* di Richard Dryden [11]. Il progetto consiste nella realizzazione di una vela che adatta la propria forma a seconda delle condizioni e si ripiega come le ali di un pipistrello quando non utilizzata (Figura 1.12). Per seguire la variazione geometrica il materiale che costituisce la vela deve perciò essere sufficientemente deformabile, ma non eccessivamente, causa il rischio di cedere in presenza di forte vento.



Figura 1.12: La vela *bat-wing* di Richard Dryden

**Gomma metallica (NanoSonic)** La *Metal Rubber* è un elastomero estremamente flessibile e capace di conduttività elettrica come un normale metallo solido; può essere deformato meccanicamente fino al 1000% della sua dimensione originale rimanendo conduttivo. E' un prodotto nanotecnologico e la sua realizzazione avviene molecola per molecola ad opera di robot costruiti appositamente per questo scopo ([12] e [13]).



Figura 1.13: La *Metal Rubber* di NanoSonic

**Polimeri a memoria di forma Veriflex<sup>®</sup> (Cornerstone Research Group)** I polimeri Veriflex<sup>®</sup> ([14] e [15]) sono particolari polimeri a memoria di forma, materiali alterati in modo da acquisire capacità di variazione geometrica e ritorno dinamico alle condizioni iniziali attraverso stimoli termici. Quando sottoposti a sollecitazioni termiche cambiano la propria natura da quella di polimero rigido ad uno stato molto elastico e deformabile (sopportando elongazioni fino al 200%), per poi tornare nuovamente alla condizione originaria imposta tramite questo meccanismo di “memoria”.



Figura 1.14: Polimeri a memoria di forma Veriflex<sup>®</sup>

***Nastic Materials (Virginia Tech)*** Il Virginia Tech sta studiando una nuova tipologia di materiali che utilizza le strutture delle proteine vegetali nel tentativo di riprodurre il comportamento dei sistemi biologici ([16] e [17]). Il termine *Nastic* si riferisce al naturale movimento delle piante in risposta a cambiamenti ambientali, come ad esempio lo spostamento in base alla posizione del sole o all'irrigidimento in seguito all'innaffiamento. Tali movimenti, che possono essere molto pronunciati, sono ottenuti tramite una variazione di pressione interna, ed è questo stesso principio che sta alla base dei nuovi materiali sintetici in fase di sviluppo.

**Attuatori in elastomero dielettrico (NASA Langley Research Center)** Gli elastomeri dielettrici sono una classe di polimeri elettroattivi (EAP), cioè trasduttori costituiti prevalentemente da polimero [18]; i trasduttori convertono energia da lavoro meccanico ad elettricità (o viceversa). Tali attuatori possono essere utilizzati per il controllo dei flussi e per variazioni di forma di ispirazione biologica.

## 1.3 Le strutture chirali

Una delle più promettenti soluzioni per la realizzazione di componenti con capacità *morphing* è costituita dall'utilizzo di solidi cellulari; si tratta di strutture composte da cellule di forma regolare, ripetute periodicamente nelle tre direzioni. Una tipologia molto diffusa di questo genere di materiali è il cosiddetto nido d'ape (*honeycomb*).

### 1.3.1 Strutture *honeycomb* e materiali auxetici

Le strutture *honeycomb* sono formate dalla ripetizione ordinata di un'unità di base (cella) e sono caratterizzate da una bassa densità, a fronte però di una elevata rigidezza a compressione nella direzione dell'asse delle celle e trasversale. La ridotta densità è dovuta al fatto che la maggior parte della struttura è cava, fatto che costituisce un enorme risparmio in termini di peso e materiale utilizzato, e quindi di costi.

La particolarità di alcune strutture *honeycomb*, grazie alla loro configurazione, è quella di esibire nel piano delle celle un coefficiente di Poisson  $\nu$  tendente a -1, diversamente dalla maggior parte dei materiali comuni, caratterizzati invece da valori compresi tra 0.2 e 0.5 ([19] e [20]). Questa classe di strutture a nido d'ape prende il nome di “materiali auxetici” e comprende anche alcune tipologie di schiume e materiali compositi o polimerici porosi. L'effetto più immediato del coefficiente di Poisson negativo è quello di permettere un comportamento del materiale completamente opposto a quanto si riscontra nei classici materiali strutturali; ovvero sotto trazione il provino tende ad aumentare la propria dimensione trasversale, mentre a compressione si restringe (Figura 1.15).

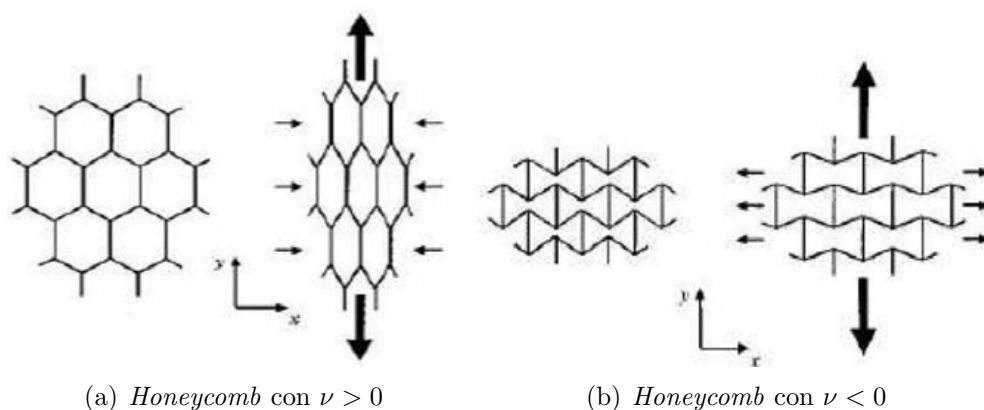


Figura 1.15: Tipologie di *honeycomb*

Un'altra caratteristica conseguente a questa proprietà è una amplificata rigidità a taglio nel piano [21], come si può facilmente dedurre dall'espressione di  $G$  per un materiale isotropo:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$$

Come si può notare, al tendere del coefficiente di Poisson  $\nu$  al valore -1, il modulo di rigidità tangenziale  $G$  tende all'infinito; ciò significa una sempre maggiore opposizione alla variazione di forma della singola cella.

### 1.3.2 Le celle chirali

Le strutture chirali sono una particolare tipologia di *honeycomb*. Il termine "chiralità" deriva originariamente dall'ambito fisico/chimico e sta ad indicare l'impossibilità di sovrapporre un elemento con la sua immagine speculare; infatti questo tipo di strutture non presenta un centro di simmetria.

Una cella chirale, che rappresenta l'unità fondamentale della struttura e può essere assemblata e orientata a piacimento, è formata da elementi cilindrici detti "nodi", aventi tutti lo stesso diametro, uniti da tratti rettilinei chiamati "legamenti", che si diramano tangenzialmente ai nodi. Lo schema di una cella esachirale è illustrato in Figura 1.16.

La geometria di una cella chirale può essere completamente descritta da

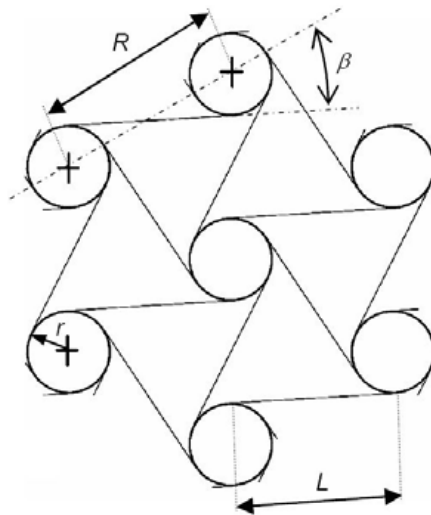


Figura 1.16: Schema di una cella chirale

un certo numero di parametri, illustrati nella Tabella 1.1; essi non sono però

Simbolo	Grandezza geometrica
$r$	Raggio dei nodi
$R$	Distanza tra i centri dei nodi
$L$	Lunghezza dei legamenti
$\beta$	Angolo tra la congiungente di due nodi e il legamento intersecante
$\vartheta$	Semi-angolo di apertura della cella
$t_L$	Spessore dei legamenti
$t_N$	Spessore dei nodi

Tabella 1.1: Parametri geometrici di una cella chirale

tutti indipendenti tra loro, ma devono soddisfare alcune relazioni, ricavate da considerazioni puramente geometriche:

$$\tan(\beta) = \frac{2r}{L} \quad \sin(\beta) = \frac{2r}{R} \quad \sin(\vartheta) = \frac{R/2}{R}$$

Si noti che l'ultima espressione fissa il valore dell'angolo  $\vartheta$  a  $30^\circ$ ; il numero di parametri che è possibile variare in maniera indipendente si riduce così a due. Tramite la calibrazione di questi valori è possibile ottenere configurazioni molto diversificate tra loro anche in termini di caratteristiche meccaniche; ad esempio, in Figura 1.17 sono rappresentate due strutture ottenute scegliendo due differenti rapporti dei parametri  $L$  e  $R$ .

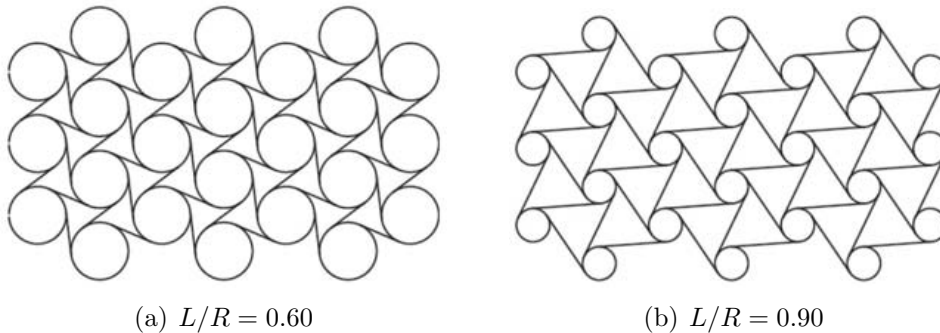


Figura 1.17: Diverse configurazioni di una struttura chirale

Nel caso delle strutture chirali il coefficiente di Poisson negativo, e quindi la caratteristica tendenza a contrarsi quando compresse e dilatarsi quando sottoposte a trazione, deriva dalla presenza di gradi di libertà rotazionali (propri dei nodi) e di forze non-centrate [22]; esse danno origine a meccanismi di deformazione non affini, ovvero portano alcuni punti della struttura a

modificare la propria distanza relativa durante il movimento mentre le posizioni di altri rimangono invariate. A causa della particolare geometria delle celle, tali forze acquisiscono un braccio e causano la nascita di un momento flettente (Figura 1.18), che agisce sui legamenti che collegano i nodi. Infatti essi nella condizione iniziale scarica sono rettilinei; applicando però una sollecitazione monoassiale i centri dei nodi tendono a disallinearsi e grazie anche all'eccentricità del collegamento con i cilindri nasce una coppia, che flette i legamenti e provoca la rotazione dei nodi. I legamenti sono però rigidamente collegati in posizione tangenziale rispetto ai cilindri, perciò la deformazione è vincolata a corrispondere ad una variazione di superficie della cella, piuttosto che ad un cambiamento di forma. Questo meccanismo sta alla base

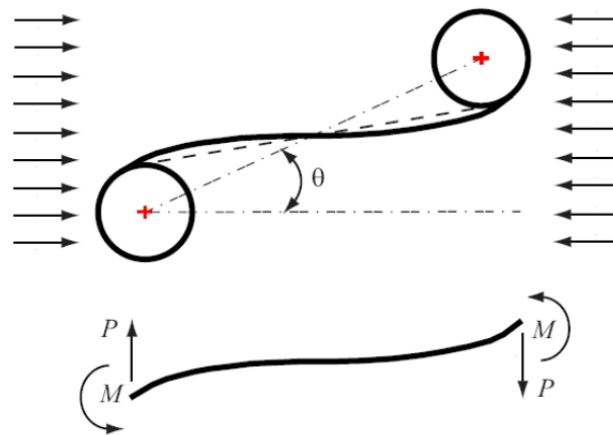


Figura 1.18: Meccanismo di deformazione di un legamento in compressione

della caratteristica delle celle chirali di esibire un coefficiente di Poisson negativo e tendente a -1; la loro elevata resistenza alla variazione di forma fa sì che le deformazioni conseguenti a sollecitazioni locali siano distribuite su una più ampia porzione della struttura e che quindi siano sopportabili grandi spostamenti mantenendo però il materiale in campo elastico.

## 1.4 *Morphing Sail* basata su topologie chirali

Sulla scia dei promettenti risultati ottenuti con l'impiego di strutture chirali ([23] e [24]), è stato avviato all'interno del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano un progetto il cui fine è quello di sviluppare una superficie aerodinamica in grado di variare significativamente la propria forma sotto le sole sollecitazioni aerodinamiche allo scopo di migliorare le prestazioni. In particolare l'obiettivo è la realizzazione di una struttura alare capace di modificare la curvatura con l'aumentare dell'angolo di incidenza in



modo da ottenere benefici sui coefficienti aerodinamici; tale comportamento è quello caratteristico delle vele in campo nautico e prende perciò il nome di *morphing sail* [25]. Si tratta in questo caso di un *morphing* puramente passivo, dal momento che la variazione di forma è ottenuta sfruttando unicamente l'elasticità della struttura, senza l'impiego di attuatori dedicati.

Una possibile applicazione di questa tecnologia in ambito aeronautico è auspicabile ad esempio per gli impennaggi di coda, che hanno l'essenziale compito di garantire la stabilità statica e dinamica del velivolo. I vantaggi di una simile scelta sono facilmente comprensibili se si considerano le relazioni che descrivono il momento aerodinamico generato dalla deriva:

$$C^N = C_N^{WB} - \frac{S_V x_V}{S c} C_{y\beta}^V \beta$$

dove:

- $C_N$ : coefficiente di momento totale
- $C_N^{WB}$ : coefficiente di momento di ala e fusoliera
- $S_V$ : superficie della deriva
- $x_V$ : posizione del centro aerodinamico della deriva
- $S$ : superficie dell'ala
- $c$ : corda media aerodinamica dell'ala
- $C_{y\beta}^V$ : pendenza della curva di portanza della deriva
- $\beta$ : angolo di *sideslip*

E' quindi evidente che se si riuscisse ad aumentare il coefficiente  $C_{y\beta}^V$  sarebbe possibile ottenere lo stesso  $C_N$  globale con una superficie della deriva più contenuta, con conseguente riduzione della resistenza e risparmio in termini di materiali e di costi. Il termine  $C_{y\beta}^V$  dipende fortemente dalla geometria della superficie aerodinamica (*aspect ratio*  $AR$  e angolo di freccia  $\Lambda$ ) ma è principalmente proporzionale alla pendenza del profilo bi-dimensionale corrispondente, come si può osservare dall'espressione:

$$C_{y\beta}^V \approx \frac{C_{L\alpha}^{2D}}{\frac{2}{AR} + \sqrt{\left(\frac{2}{AR}\right)^2 + \frac{1}{\cos^2 \Lambda} - M^2}}$$

Tale pendenza può essere incrementata se la curvatura del profilo aumenta sotto i carichi aerodinamici, tramite una deformazione elastica che dipende

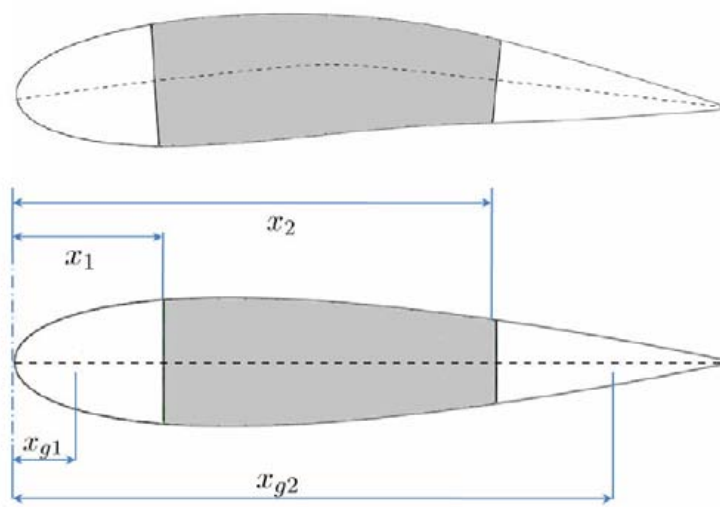


Figura 1.19: Schema della deriva mobile

dalla rigidità flessionale globale della struttura in direzione della corda e che è possibile vedere schematizzata in Figura 1.19.

Come già accennato nel paragrafo 1.3.2, le caratteristiche di rigidità di una struttura chirale dipendono fortemente dai parametri geometrici delle celle che la costituiscono; in particolare, i parametri indipendenti che occorre determinare per soddisfare i requisiti sono  $r$  (raggio dei cilindri) e  $L$  (lunghezza dei legamenti). Inoltre la configurazione scelta per il profilo prevede che solo una porzione centrale sia occupata dalle unità chirali, mentre i bordi d'attacco e d'uscita sono da considerarsi solidi (come mostrato in Figura 1.19); perciò l'azione di *morphing* è compiuta esclusivamente dalla parte interna. Infine, è molto importante definire i punti di naso e coda rispetto ai quali il profilo può ruotare liberamente (che corrispondono ai punti di attacco con i perni in galleria del vento).

Un altro aspetto essenziale del progetto è il rivestimento esterno della struttura chirale; esso ha un ruolo fondamentale per il comportamento del profilo e influenza notevolmente la rigidità complessiva. Alla luce di ciò è necessario sfruttare le potenzialità offerte dai materiali anisotropi e calibrare con attenzione le rigidità membranali e flessionali della pelle affinché essa collabori correttamente al raggiungimento della deflessione desiderata per il profilo ([26] e [27]). La soluzione individuata per la *morphing sail* consiste in un composito corrugato combinato con uno strato di elastomero rinforzato come copertura, le cui caratteristiche meccaniche sono state indagate in altri lavori di tesi ([28], [29] e [30]) prendendo come riferimento gli studi condotti in [31]; le peculiarità di questo rivestimento sono brevemente illustrate in fase di descrizione del progetto nel paragrafo 3.2.1. In relazione al profilo

considerato e alla deformazione che si vuole ottenere, i parametri essenziali da determinare risultano essere  $A_{22}$  (rigidezza membranale in direzione della corda) e  $D_{22}$  (rigidezza flessionale relativa alla direzione della corda). Per una descrizione più dettagliata della matrice di rigidezza definita per il rivestimento si veda il paragrafo 3.1.1.

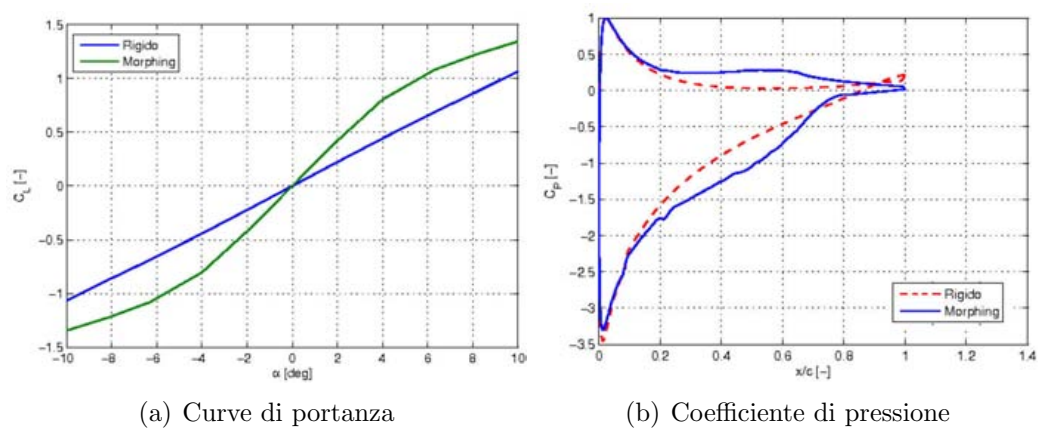
Un precedente lavoro di tesi [32] è arrivato a determinare tutti questi parametri tramite una ottimizzazione multi-disciplinare aeroelastica applicata ad un modello ad elementi finiti bi-dimensionale del profilo realizzato in Abaqus, con forma esterna (tipo di profilo e corda), velocità asintotica e angolo di incidenza fissati. L'obiettivo di tale ottimizzazione è stato massimizzare la pendenza della curva di portanza a incidenza nulla, rispettando nel contempo tutti i vincoli strutturali, aerodinamici e aeroelastici. I risultati di tale analisi sono riportati nella Tabella 1.2.

<b>Condizioni fissate</b>		
	Profilo	NACA 0018
$c$	Corda	1000 mm
$V$	Velocità asintotica	41 m/s
$\alpha$	Angolo di incidenza	10°
<b>Parametri ottimizzati</b>		
$r$	Raggio dei cilindri	10.3 mm
$L$	Lunghezza dei legamenti	19.3 mm
$x_1$	Inizio parte chirale	200 mm
$x_2$	Fine parte chirale	660 mm
$x_{g1}$	Cerniera bordo d'attacco	120 mm
$x_{g2}$	Cerniera bordo d'uscita	780 mm
$A_{22}$	Rigidezza membranale in corda	20÷30 N/mm
$D_{22}$	Rigidezza flessionale in corda	515 Nmm
$U_y$	Deflessione target	21.5 mm

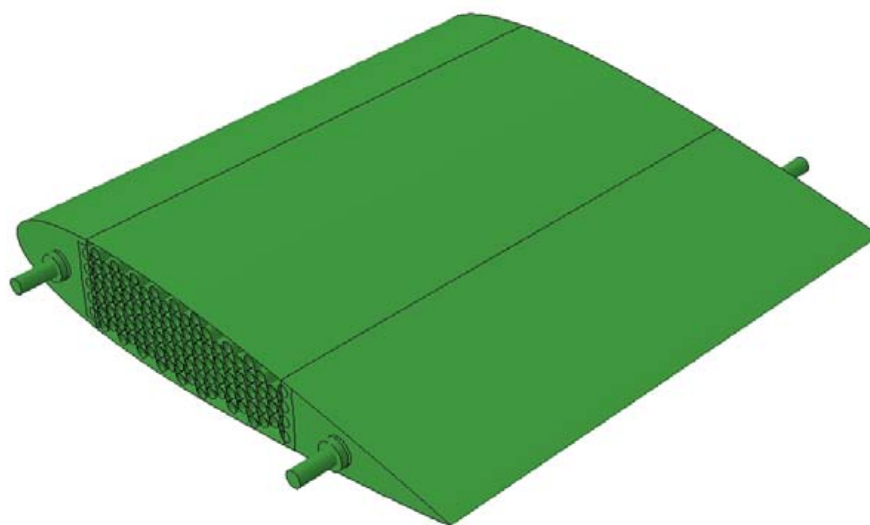
Tabella 1.2: Parametri della configurazione finale del profilo

Questa configurazione consente un grande incremento delle prestazioni aerodinamiche del profilo in condizione deformata (la pendenza della curva di portanza è praticamente raddoppiata (Figura 1.20), con una deflessione massima pari a 21.5 mm, valore che costituisce l'obiettivo da tenere presente per tutte le successive analisi.

A partire da questi risultati, il presente lavoro si propone di sviluppare il progetto di un dimostratore tecnologico per la *morphing sail* (Figura 1.21)

Figura 1.20: Prestazioni del profilo *morphing*

in grado di mostrare le potenzialità delle strutture chirali attraverso prove in galleria del vento.

Figura 1.21: Dimostratore tecnologico per la *morphing sail*

## Capitolo 2

# Sperimentazione e modellazione di unità chirali in composito

### 2.1 Produzione di celle chirali

I risultati preliminari ottenuti sull'utilizzo di geometrie chirali nell'ambito del *morphing* di profili alari hanno fortemente motivato lo sviluppo di una tecnologia efficiente e ripetibile per la realizzazione delle celle, che rappresentano l'unità di base dell'intera struttura e le cui caratteristiche locali influenzano in maniera decisiva le prestazioni globali.

In questa sezione si illustra brevemente il processo tecnologico per la produzione di celle chirali messo a punto dagli Ing. Airoidi e Bettini del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano [33].

La scelta dei materiali da utilizzare è ricaduta sui materiali compositi, che presentano un gran numero di vantaggi:

- capacità di sopportare elevate deformazioni superiore a quella della maggior parte delle leghe metalliche, fatto che porta ad avere componenti più snelli a parità di prestazioni
- possibilità di ottenere spessori dei legamenti molto ridotti tramite le consolidate tecniche di laminazione (al contrario delle lavorazioni alla macchina utensile che invece impongono dei limiti minimi su alcune dimensioni)
- possibilità di calibrare in maniera molto flessibile e localizzata la rigidità della struttura mediante la scelta e l'orientazione delle lamine
- naturale predisposizione all'inserimento di sensori e attuatori (nell'ottica di sviluppi futuri nella direzione di vere e proprie *smart structures*)

La tecnologia è stata dapprima sperimentata su celle di dimensioni tali da rendere meno complicato il lavoro manuale e far emergere i problemi e le difficoltà relative alle varie fasi del procedimento [33]; una volta acquisita la necessaria familiarità con tutti gli aspetti tecnici e le attrezzature di supporto, si è passati alla produzione di celle di dimensioni più ridotte, conformi ai requisiti dettati dal progetto preliminare della struttura, come specificato nel paragrafo 1.4. Alcune di queste celle sono mostrate in Figura 2.1.

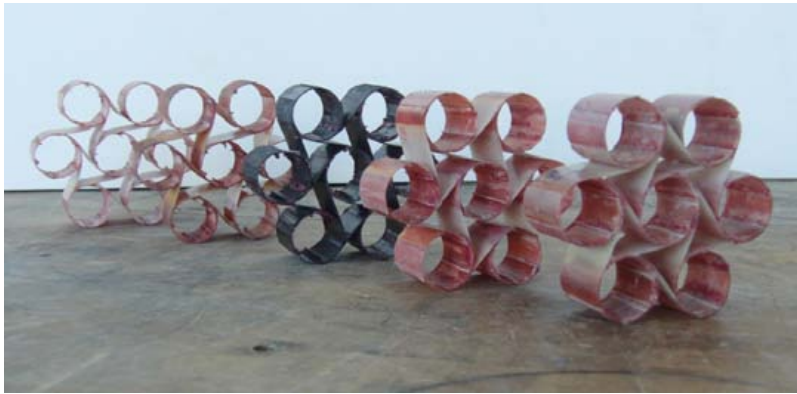
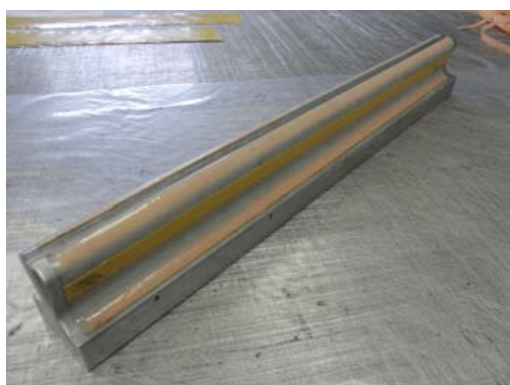


Figura 2.1: Alcune celle chirali prodotte

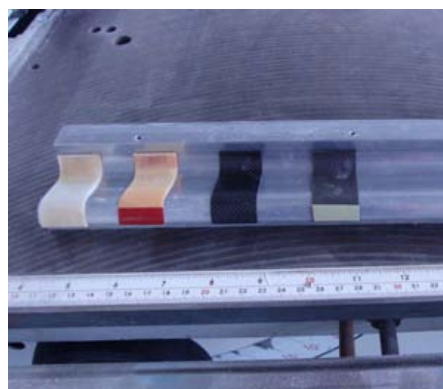
Il processo di produzione delle celle viene qui descritto, sebbene l'attività di tesi si sia focalizzata sulla sperimentazione delle celle prodotte e sulla loro modellazione numerica. Esso si articola in due fasi separate: la produzione dei legamenti tramite laminazione e il successivo assemblaggio di tutti gli elementi nella geometria finale all'interno di uno stampo appositamente preparato.

**I fase: produzione dei legamenti** I legamenti vengono prodotti utilizzando una classica tecnica di laminazione su uno stampo curvo, con successivo avvolgimento in sacco a vuoto (Figura 2.2a) e inserimento in autoclave per la polimerizzazione. Lo stampo è stato progettato esclusivamente per questa applicazione e consente la produzione di laminati su due lati contemporaneamente, per ottimizzare i tempi relativi a questa fase del processo. Una volta estratto il sacco a vuoto dall'autoclave si procede al taglio del pezzo ottenuto in strisce della corretta larghezza (nel caso qui descritto si tratta di 25 mm). In Figura 2.2b sono mostrati alcuni legamenti prodotti con questa tecnica, costituiti da lamine sia di carbonio sia di vetro (in particolare si tratta di tessuti pre-impregnati, con fibre disposte a  $\pm 90^\circ$ ).

**II fase: assemblaggio** I legamenti prodotti sono assemblati all'interno di uno stampo di forma circolare, contenente 7 cilindri metallici dotati di



(a) Stampo per i legamenti



(b) Alcuni legamenti prodotti

Figura 2.2: Produzione dei legamenti

scanalature (ottenute per elettro-erosione) nelle quali trovano posto le flange di estremità dei legamenti, per un corretto e preciso posizionamento (Figura 2.3). Questa tecnica fa sì che, su ciascun nodo, per un certo tratto della circonferenza i legamenti si sovrappongano a due a due; perciò nella fase di studio della configurazione occorre tenere in considerazione l'eventuale necessità di produrre legamenti rastremati (si parla di *drop-off* dei legamenti), in modo che sui nodi si abbia lo spessore complessivo voluto. Inoltre, dal momento che con questo metodo i cilindri esterni non sarebbero completamente avvolti (poiché mancano i legamenti provenienti da eventuali altre parti della struttura), occorre produrre dei “semi-legamenti” che completino la circonferenza dei nodi di bordo. Successivamente vengono realizzati dei blocchi di

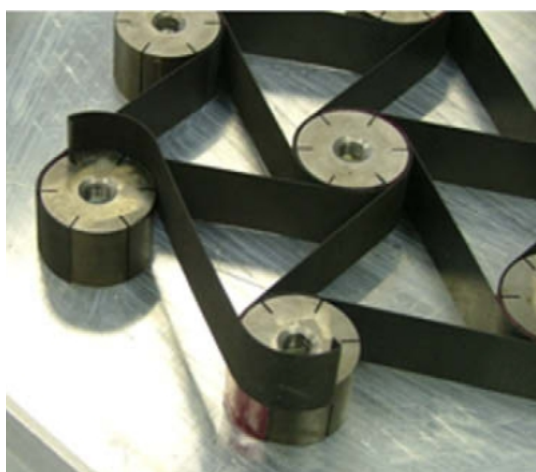
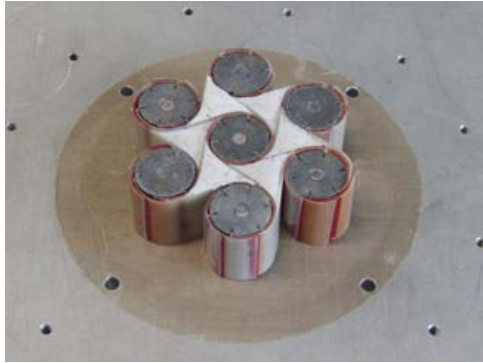


Figura 2.3: Assemblaggio dei legamenti nello stampo per la cella

gomma siliconica tramite tecniche di *elastomeric tooling*, a partire da una soluzione liquida fatta reticolare direttamente dentro lo stampo in presenza dei legamenti della cella assemblati, sebbene non ancora resi solidali l'uno all'altro. Il processo assicura un completo riempimento degli spazi liberi e quindi un ottimale adeguamento della gomma alla forma delle cavità nella cella. A



(a) Inserimento blocchi interni



(b) Inserimento blocchi esterni



(c) Trattamento con sacco a vuoto

Figura 2.4: Assemblaggio di una cella chirale

questo punto i blocchi vengono estratti, la cella viene disassemblata e si procede all'applicazione dei film adesivi a base epossidica che, tagliati a strisce e posizionati sulle estremità curve dei legamenti, costituiscono l'interfaccia tra gli elementi sovrapposti. Occorre inoltre aggiungere un adeguato strato di distaccante sui nodi per una corretta e agevole estrazione della cella dallo stampo al termine della procedura. Infine si inseriscono nuovamente all'interno dello stampo i blocchi di gomma preparati in precedenza (Figure 2.4a e 2.4b); essi assicurano l'applicazione di una pressione estesa ed uniforme su tutte le superfici della cella, evitando la formazione di vuoti e de-laminazioni



tra i legamenti sovrapposti. L'assieme così preparato viene poi inserito in un sacco a vuoto e il trattamento è completato in autoclave (Figura 2.4c).

Con la tecnologia descritta sono state prodotte celle da 25 *mm* di larghezza con due diversi materiali, utilizzando lamine pre-impregnate di tessuto in carbonio (CFRP) e vetro (GFRP), assemblate attraverso differenti sequenze di laminazione (principalmente  $[0^\circ/90^\circ]$  e  $[\pm 45^\circ]$ ).

## 2.2 Prove sperimentali sulle celle

Le celle chirali prodotte sono state successivamente sottoposte a prove sperimentali ai fini di:

- valutare il comportamento meccanico al variare del materiale e del numero di pelli impiegato per la produzione
- verificare la capacità delle strutture chirali di permettere grandi spostamenti senza incorrere in danni permanenti o rotture localizzate
- studiare eventuali meccanismi di deformazione non-lineari e punti deboli delle celle
- preparare una base di dati per la successiva correlazione con le analisi numeriche

### 2.2.1 Modalità di prova

Le prove sono consistite in cicli di trazione e compressione eseguiti utilizzando il sistema MTS 858 presente nel laboratorio di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano.

Tali cicli sono stati compiuti ad una velocità molto ridotta, in modo da ricreare il più possibile le condizioni di una sollecitazione statica ed avere una risposta indipendente dagli effetti di deformazione dinamica; in particolare, si è scelta una velocità di attuazione pari a 1 *mm*/min.

Inoltre è stato necessario realizzare i vincoli tra cella chirale e macchina di prova in modo tale che ai cilindri superiore e inferiore fosse consentita la libera rotazione intorno al proprio asse, al fine di ricreare fedelmente le condizioni di vincolo presenti nell'utilizzo effettivo del componente ed evitare concentrazioni di sforzo localizzate. Per soddisfare tale requisito, nei cilindri superiore e inferiore sono stati re-inseriti i cilindri metallici (già utilizzati durante la fase di produzione della cella) attraverso i quali sono stati fatti passare dei perni poi fissati alla macchina (Figura 2.5).

In alcuni casi i nodi hanno subito deformazioni indesiderate durante le fasi di produzione e non è stato più possibile inserire i cilindri metallici al loro interno; si è ovviato a tale problema riempiendoli con resina epossidica, poi forata per alloggiare i perni della macchina di prova (Figura 2.6).



Figura 2.5: Cella con cilindri metallici per il collegamento con la macchina di prova

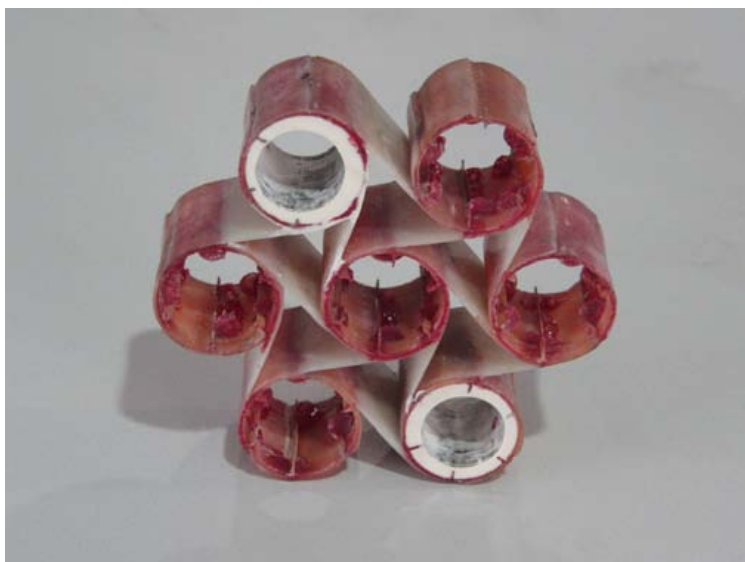


Figura 2.6: Cella con cilindri riempiti di resina per facilitare il collegamento con l'attrezzatura di prova

Alcune istantanee del sistema di prova in funzione con celle di carbonio e vetro sono riportate nelle Figure 2.7 e 2.8.

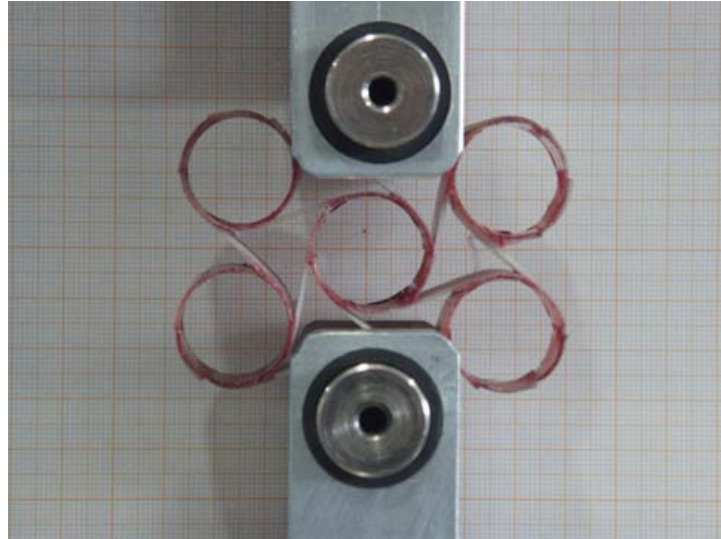


Figura 2.7: Una cella in vetro durante la prova

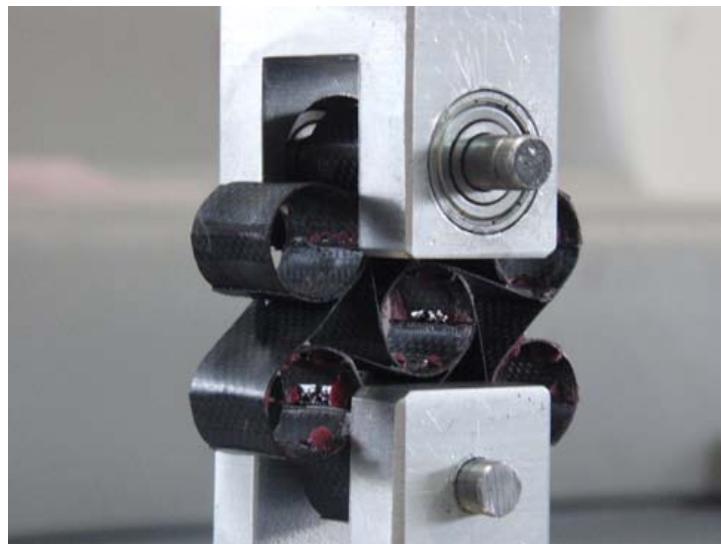


Figura 2.8: Una cella in carbonio durante la prova

Le prove sono state eseguite bloccando uno dei due cilindri vincolati alla macchina e imponendo uno spostamento verticale all'altro, leggendo come dato in uscita la forza corrispondente (acquisita tramite celle di carico poste nella parte superiore del sistema di prova) per ciascun campionamento;

	Materiale	Sequenza di laminazione	Numero pelli legamenti	Numero pelli nodi
1	GFRP	$[\pm 45^\circ]$	7	6
2	GFRP	$[0^\circ/90^\circ]$	17	14
3	CFRP	$[0^\circ/90^\circ]$	7	6
4	CFRP	$[0^\circ/90^\circ]$	3	4

Tabella 2.1: Celle chirali sottoposte a prove sperimentali

diagrammando i risultati in un grafico avente come ascisse gli spostamenti e come ordinate le forze si ottiene una stima della rigidità equivalente globale della cella, calcolata come la pendenza media della curva. Le celle sottoposte a tali prove di caratterizzazione meccanica sono riassunte nella Tabella 2.1.

### 2.2.2 Elaborazione dei dati sperimentali

Dai dati acquisiti è stato quindi possibile ricostruire le curve sperimentali forza-spostamento per le diverse celle e studiarne le prestazioni meccaniche anche con l'ausilio di confronti grafici. Un sommario dei risultati delle prove effettuate e degli spostamenti globali raggiunti dalle celle è riportato in Tabella 2.2, in cui sono dettagliate anche le deformazioni, riferite alla dimensione caratteristica della cella.

Cella	Compressione		Trazione		
	$s$ [mm]	$\varepsilon$	$s$ [mm]	$\varepsilon$	
Test 1	GFRP $[\pm 45^\circ]_7$	4	5.3%	4	5.3%
Test 2	GFRP $[0^\circ/90^\circ]_{17}$	1.75	2.3%	1.63 - Rottura	2.2%
Test 3	CFRP $[0^\circ/90^\circ]_7$	3	4%	3.54 - Rottura	4.7%
Test 4	CFRP $[0^\circ/90^\circ]_3$	2.85	3.8%	3	4%
Test 5	GFRP $[\pm 45^\circ]_7$	10	13.3%	7.25	9.7%
Test 6	GFRP $[0^\circ/90^\circ]_{17}$	2	2.7%	2 - Rottura	2.7%
Test 7	GFRP $[0^\circ/90^\circ]_{17}$	2	2.7%	2 - Rottura	2.7%

Tabella 2.2: Sommario degli spostamenti massimi nelle prove sulle celle

Una prima importante considerazione riguarda proprio il tipo di risposta atteso dalle strutture chirali; infatti, anche dopo aver eseguito prove di trazione e compressione che hanno coinvolto valori di spostamenti significativi, alla fine della fase di scarico le celle sono sempre tornate alla configurazione iniziale evidenziando l'assenza di deformazioni permanenti. Inoltre, in

molti casi, la risposta delle celle non ha mostrato degradazioni del modulo elastico dopo l'esecuzione dei cicli di carico-scarico, indicando l'assenza di danneggiamenti.

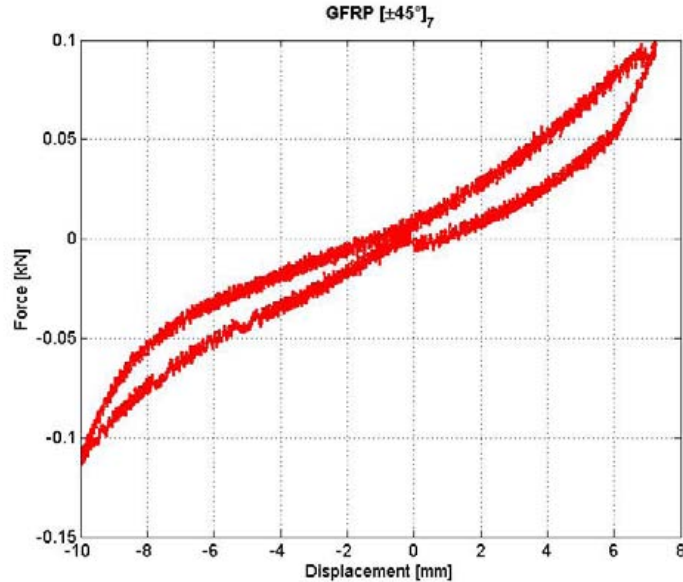
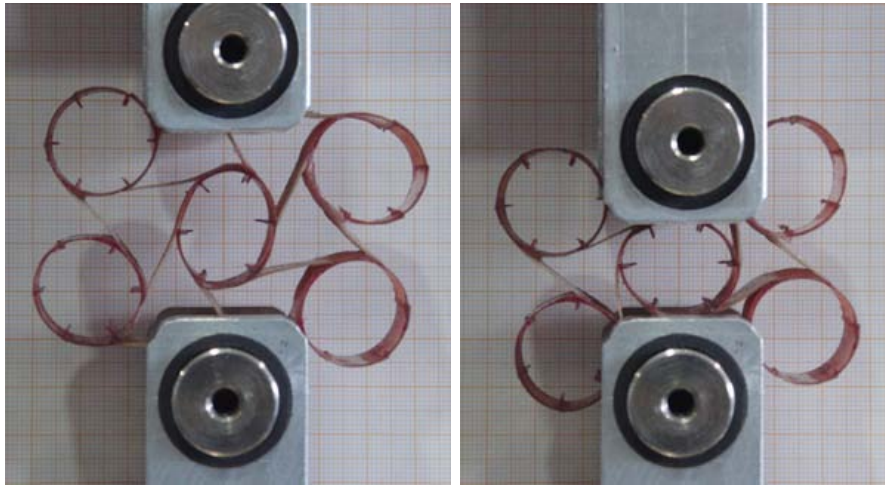


Figura 2.9: Curva forza-spostamento per una cella in vetro  $[\pm 45^\circ]$  a 7 pelli

Un esempio di cella in vetro molto deformabile è riportato in Figura 2.9, dove è illustrato un ciclo di trazione-comprensione su una cella GFRP  $[\pm 45^\circ]$  a 7 pelli, di cui si possono vedere le fasi estreme in Figura 2.10; in particolare, la deformazione della cella supera il 13% della dimensione originale senza che la struttura subisca danneggiamenti o rotture, confermando le eccellenti potenzialità delle topologie chirali.

Il meccanismo di isteresi che si nota dalla figura è riconducibile al fatto che la sequenza di laminazione a  $\pm 45^\circ$  introduce dei meccanismi non-lineari nella risposta della cella.

La Figura 2.10 evidenzia anche una significativa deformazione dei nodi, fatto che sembra in parte contraddire quanto descritto in letteratura, e illustrato nel paragrafo 1.3.2, sul meccanismo di deformazione elastica delle celle chirali. Infatti, alla luce di ciò si può avanzare l'ipotesi che il comportamento della struttura non sia determinato esclusivamente dalla flessione dei legamenti, ma potrebbe essere influenzato anche dalla rigidità dei nodi. Ulteriori studi e conferme relativamente a questa problematica sono discussi nel Capitolo 4, in cui si è verificata l'importanza dei cilindri per quanto riguarda il passaggio del momento flettente all'interno della struttura chirale.



(a) Punto di massima trazione      (b) Punto di massima compressione

Figura 2.10: Ciclo di trazione-compressione su una cella in vetro  $[\pm 45^\circ]$  a 7 pelli

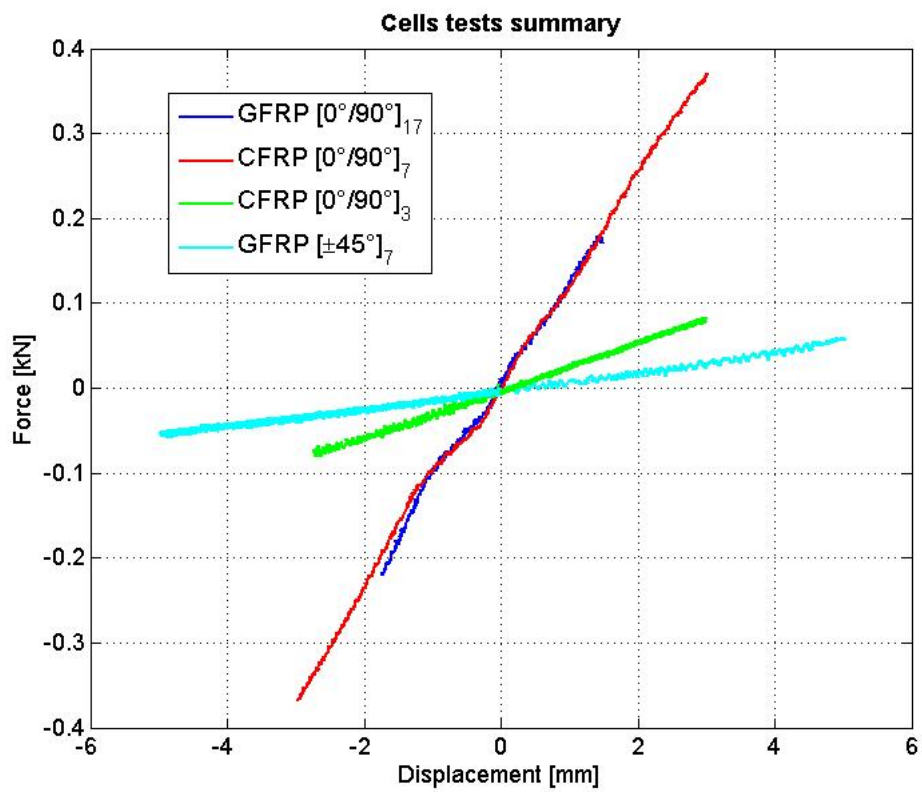


Figura 2.11: Diagramma riassuntivo delle prove sulle celle

Dalla visualizzazione complessiva di tutte le curve all'interno dello stesso grafico sono possibili altre considerazioni; tale diagramma aiuta a identificare immediatamente quali sono le celle più rigide e quelle più deformabili, legando questi risultati alla sequenza di laminazione impiegata. Come si può facilmente vedere dal grafico in Figura 2.11, e come era lecito aspettarsi, le celle più rigide sono risultate quelle in vetro a 17 pelli e quella in carbonio a 7 pelli (per chiarezza visiva sono state escluse dalla rappresentazione le fasi di scarico e le rotture), mentre quella in vetro a 7 pelli si è dimostrata la più deformabile, raggiungendo valori di spostamento circa pari a 10 *mm*.

Un aspetto importante emerso dalle prove è quello delle non-linearità. Si è potuto osservare che le celle con sequenza di laminazione a  $[\pm 45^\circ]$  presentano una risposta non-lineare, come già illustrato in [33] relativamente alle celle di dimensioni più elevate; è quindi evidente che le celle dotate di maggiore flessibilità sono caratterizzate da un comportamento non-lineare per grandi spostamenti. Viceversa, la risposta delle celle più rigide, o comunque per piccoli spostamenti, può essere considerata lineare; le zone di iniziale non-linearità visibili nelle figure devono essere attribuite alla presenza della resina.

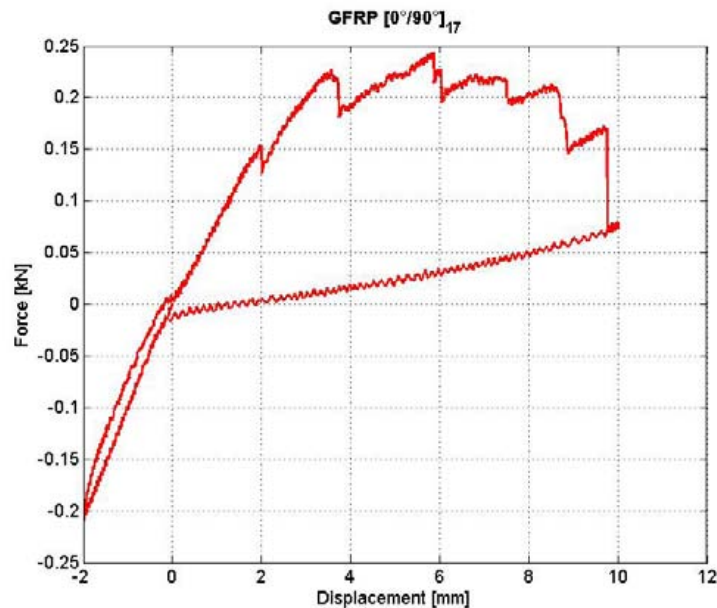


Figura 2.12: Curva forza-spostamento per una cella in vetro  $[0^\circ/90^\circ]$  a 17 pelli

Le prove hanno anche evidenziato che le celle più rigide sono anche molto fragili, essendo in grado di sostenere carichi molto elevati ma non riuscendo a superare i 2 *mm* di spostamento globale senza rotture (Figura 2.12); va però precisato che la rottura ha sempre avuto luogo a trazione a causa del

cedimento dell'incollaggio piuttosto che per la frattura dei legamenti, come mostrato in Figura 2.13. Inoltre è interessante notare che lo scollamento dei legamenti avviene in maniera progressiva, denotando quindi una certa capacità di *damage tolerance* delle celle chirali.



Figura 2.13: Cedimento dell'incollaggio in una cella GFRP  $[0^\circ/90^\circ]$  a 17 pelli

E' dunque importante determinare il livello di sollecitazione a cui intervengono questi fenomeni di distaccamento dei legamenti e valutare se essi limitino in maniera eccessiva le potenzialità di resistenza delle celle; tale problematica è discussa nel paragrafo 2.4 sfruttando i risultati delle analisi numeriche.

## 2.3 Modellazione numerica delle celle

I modelli ad elementi finiti delle celle chirali sono stati realizzati con il codice commerciale Abaqus; le simulazioni numeriche derivano dalla necessità di disporre di un modello, ben correlato con le prove sperimentali, che sia in grado di descrivere efficacemente e in maniera attendibile la risposta delle celle sotto carico, consentendo quindi di valutare rigidità e livelli di sollecitazione nei legamenti e nei nodi per qualsiasi tipo di sequenza di laminazione impiegato.

Si osservi anche che, relativamente alle sequenze di laminazione impiegate nelle prove, la correlazione numerico-sperimentale consente di individuare i livelli di sollecitazione in corrispondenza delle rotture sperimentali, permettendo di calibrare dei criteri di rottura che saranno utilizzati nel progetto del dimostratore.



La configurazione geometrica scelta per le analisi (Figura 2.14) è relativa ad una cella di 25 mm di larghezza, con cilindri e legamenti modellati tramite elementi di piastra a quattro nodi del secondo ordine (S4 [34]).

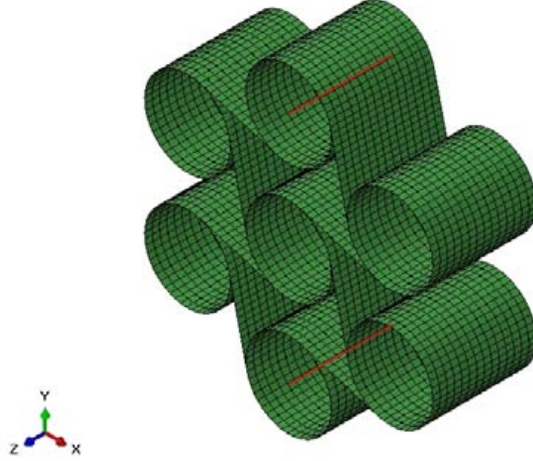


Figura 2.14: Modello ad elementi finiti di una cella chirale

Le proprietà riguardanti materiale e numero di pelli presenti su legamenti e nodi sono state definite volta per volta indicando nel codice la sequenza di laminazione, specificando numero di lamine, spessori, numero di punti di integrazione, materiali e angolo di orientazione.

Le caratteristiche meccaniche dei materiali utilizzati (lamine pre-impregnate con fibre di carbonio o vetro disposte a  $\pm 90^\circ$ ) sono state inserite specificando direttamente gli elementi della matrice di rigidezza della singola lamina in composito, che ha comportamento ortotropo ed è caratterizzata da una matrice del tipo riportato sotto. I valori relativi a ciascuno dei due materiali sono riportati nella Tabella 2.3.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{Bmatrix}$$

Per la definizione dei vincoli si è realizzato un sistema che riproducesse fedelmente le modalità di fissaggio della cella alla macchina di prova; in particolare, come descritto anche nel paragrafo 2.2.1, è necessario che i cilindri superiore e inferiore siano in grado di ruotare liberamente intorno al proprio

	CFRP	GFRP
$E_1$ [MPa]	56550	22000
$E_2$ [MPa]	56550	22000
$E_3$ [MPa]	10000	10000
$\nu_{12}$	0.05	0.1
$\nu_{23}$	0.3	0.3
$\nu_{13}$	0.3	0.3
$G_{12}$ [MPa]	4043	4043
$G_{23}$ [MPa]	4043	4043
$G_{13}$ [MPa]	4043	4043
$t$ [mm]	0.1	0.055

Tabella 2.3: Caratteristiche meccaniche delle lamine utilizzate per le celle

asse. Per ottenere questo risultato si sono inseriti all'interno di tali cilindri degli elementi di trave (visibili in rosso nella Figura 2.14), collegati a tutti i nodi circostanti in modo che condividessero tutti i gradi di libertà di traslazione riferiti ad un sistema di riferimento cilindrico locale. La soluzione è stata implementata nel modello attraverso una tipologia di vincolo esistente in Abaqus (**KINEMATIC COUPLING** [34]). Inoltre sono stati creati due corpi rigidi contenenti i nodi delle travi e corrispondenti a due nodi di riferimento posizionati nel centro dei cilindri; le rotazioni torsionali degli estremi delle travi sono state poi liberate rilasciando i gradi di libertà locali (**RELEASE** [34]). A questo punto il collegamento a terra e l'applicazione delle sollecitazioni sulla struttura sono effettuati per mezzo dei nodi di riferimento dei corpi rigidi; in particolare, il nodo inferiore è vincolato a terra con tutti i 6 gradi di libertà, mentre al nodo superiore è permessa solo la traslazione verticale e ad esso sono applicati i carichi durante l'analisi.

Complessivamente, quindi, il carico e le reazioni vincolari sono applicati ai corpi rigidi che sono connessi alle travi inserite nei cilindri all'estremo della struttura chirale; le travi in realtà sono libere di ruotare. Il vincolo fra le travi e i nodi del cilindro comporta che quest'ultimo condivida lo spostamento rigido dato dalla traslazione e dalla rotazione della trave, sebbene sia possibile una deformazione radiale.

Sul modello così realizzato sono state eseguite delle analisi statiche sia lineari che non-lineari focalizzandosi sull'analisi degli spostamenti in funzione della forza applicata, in particolare sullo spostamento verticale del nodo superiore, dove è applicato il carico. In questo modo è possibile ottenere i rapporti forza/spostamento per le diverse celle e quindi la pendenza della curva caratteristica, cioè la rigidità. Le analisi non-lineari sono state

effettuate considerando le non-linearità geometriche. Il meccanismo di deformazione tipico delle celle e riprodotto dal modello numerico è illustrato nella Figura 2.15.

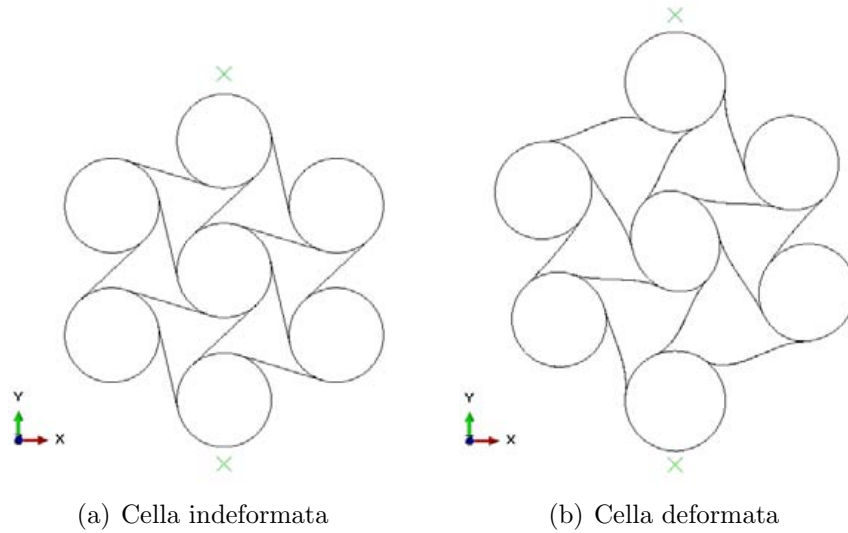


Figura 2.15: Deformazione di una cella a trazione

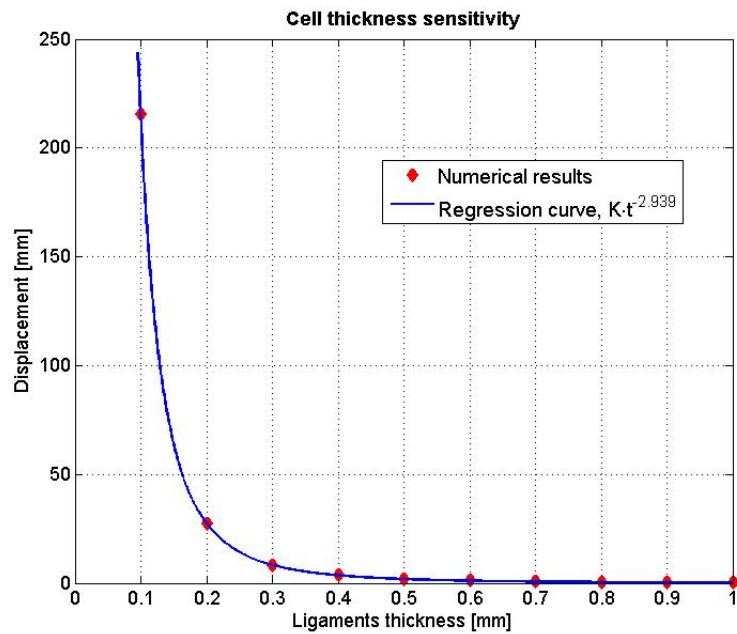


Figura 2.16: Sensibilità delle celle al variare dello spessore dei legamenti

Per valutare da un punto di vista strutturale il comportamento del modello sono state inizialmente effettuate delle analisi lineari su una cella in carbonio con pelli dello spessore di  $0.1\text{ mm}$ , aumentando progressivamente il numero di lamine utilizzate per i legamenti. Infatti ci si aspetta che sia la flessione dei legamenti la principale responsabile della rigidità della struttura che perciò, in accordo con la teoria, deve mostrare un andamento cubico con il variare dello spessore. In Figura 2.16 sono illustrati i risultati di tali analisi e si può affermare che l'andamento della curva è proprio quello atteso.

Le analisi effettuate hanno evidenziato anche un andamento caratteristico delle curve ottenute tramite calcoli lineari e non-lineari. In particolare, le analisi non-lineari tendono a indicare una rigidità maggiore a trazione e una minore in compressione rispetto ai modelli lineari, che presentano una pendenza “a cavallo” tra le due stime non-lineari (Figura 2.17). Si osserva comunque che per spostamenti relativamente piccoli questa discrepanza è trascurabile.

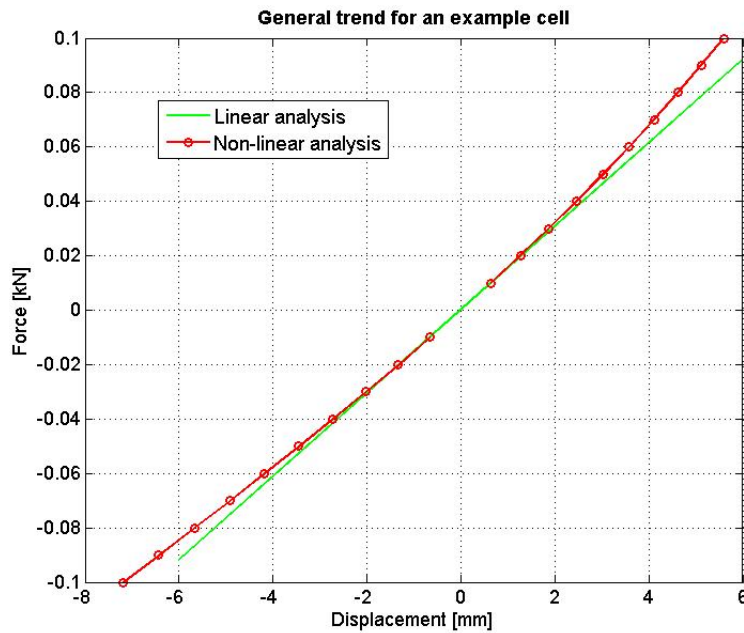


Figura 2.17: Andamento tipico delle curve forza-spostamento lineari e non-lineari

## 2.4 Correlazione numerico-sperimentale

Le curve forza-spostamento ottenute sia dalle prove sperimentali che dalle analisi numeriche sono state poi confrontate per verificarne la correlazione.

I diagrammi risultanti sono riportati in Figura 2.19. La correlazione risulta molto buona, anche per quanto riguarda le soluzioni lineari, per un *range* di valori di spostamento sufficientemente ampio per descrivere correttamente la risposta delle celle.

Nell'interpretazione dei risultati occorre tenere presenti alcune circostanze e cause che potrebbero creare discrepanze tra le curve. Due sono le principali potenziali ragioni per gli errori nella correlazione: il sistema di vincolo e i difetti tecnologici. In particolare questi ultimi sono relativi al *drop-off*, ovvero alla variazione dello spessore nei legamenti descritta nel paragrafo 2.1, ottenuta con una opportuna deposizione di lamine in posizioni precise lungo il legamento. Tale procedura, dal momento che coinvolge dimensioni molto ridotte ed è effettuata manualmente, presenta delle difficoltà realizzative e non garantisce che in tutti i legamenti vi sia stessa identica distribuzione di spessore sulla lunghezza.

L'effetto di eventuali imprecisioni o difetti tecnologici sul *drop-off* è tanto più significativo quanto più gli spessori sono piccoli; infatti, nelle celle con i legamenti più sottili (quale ad esempio la CFRP  $[0^\circ/90^\circ]_3$ , Figura 2.18) l'errore percentuale è più elevato e quindi la stima della rigidezza risulta maggiormente variabile. Questo fenomeno è in effetti prodotto dalla collaborazione dei nodi al meccanismo di deformazione della cella.

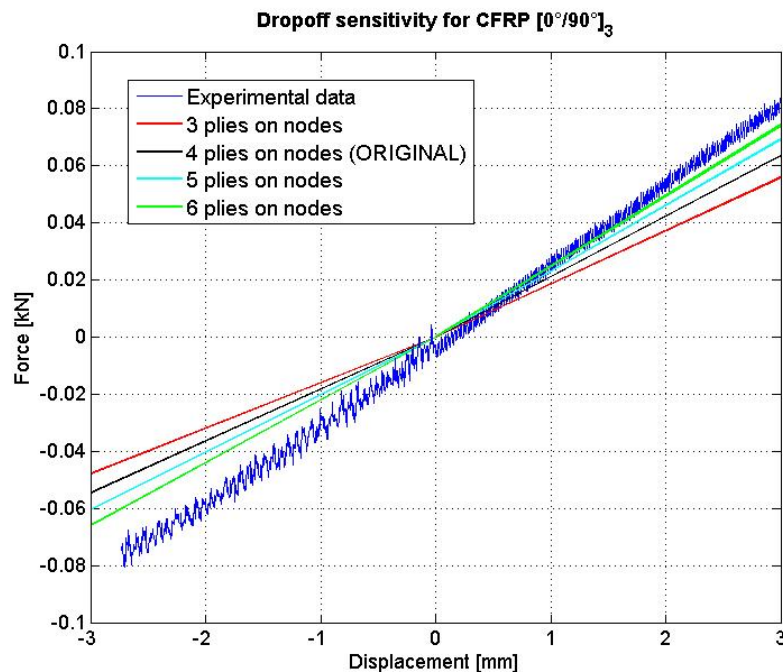
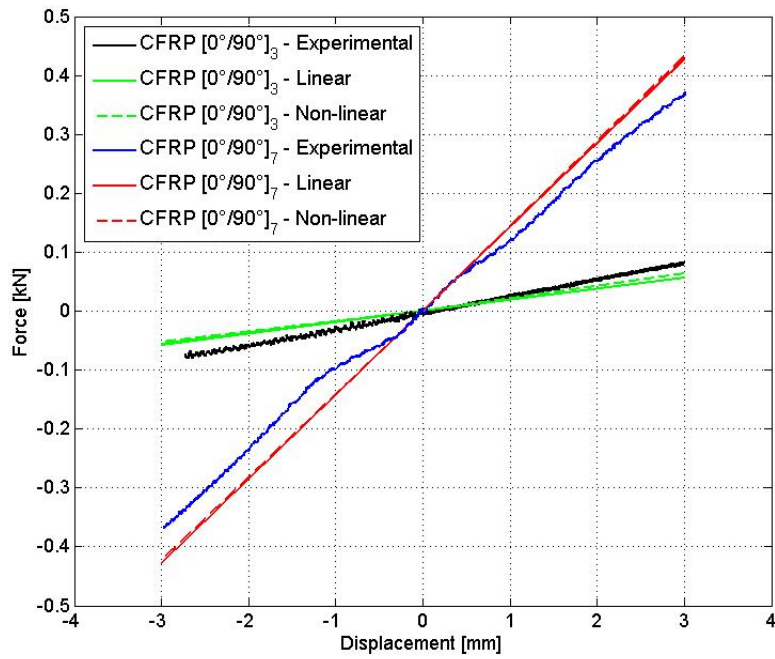
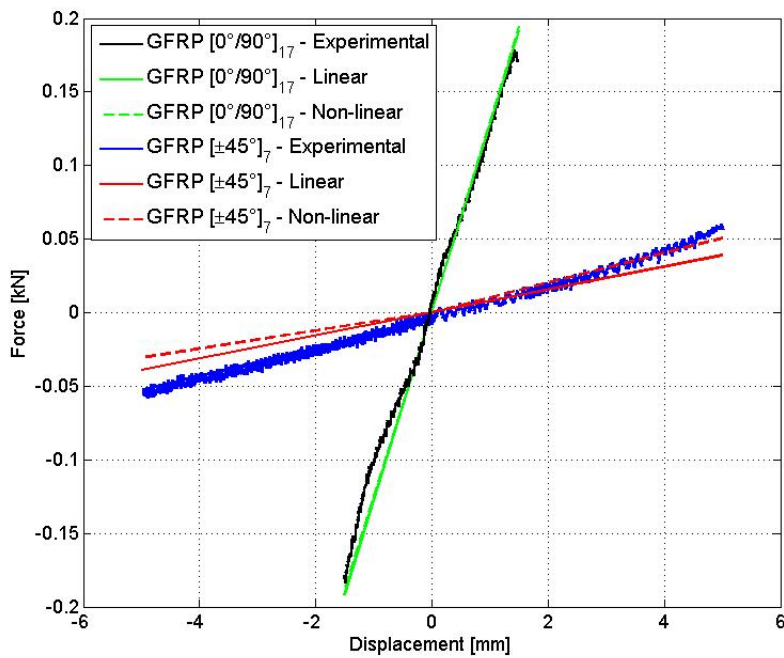


Figura 2.18: Sensibilità al *drop-off* per la cella in carbonio a 3 pelli



(a) Celle in carbonio



(b) Celle in vetro

Figura 2.19: Correlazione numerico-sperimentale per le celle

## 2.5 Identificazione delle condizioni di sollecitazione a rottura

Dalla correlazione fra risultati numerici e sperimentali è anche possibile studiare le condizioni di rottura delle celle, determinando zone critiche, meccanismi di cedimento e livelli di carico corrispondenti. In particolare si sono prese in considerazione le celle più rigide prodotte, ovvero quella in carbonio a 7 pelli e quella in vetro a 17 pelli; entrambe infatti hanno ceduto in prova durante le fasi di trazione. Le rotture sono avvenute principalmente per cedimento degli incollaggi (Figura 2.20), fenomeno che a compressione non è presente dal momento che i legamenti tendono ad avvolgersi sui cilindri anziché esserne allontanati. E' evidente quindi che una delle zone più critiche all'interno della cella è il punto di collegamento tra i legamenti e i nodi, dove il momento flettente e gli sforzi sono massimi. Nelle Figure 2.21 e 2.22 sono ri-

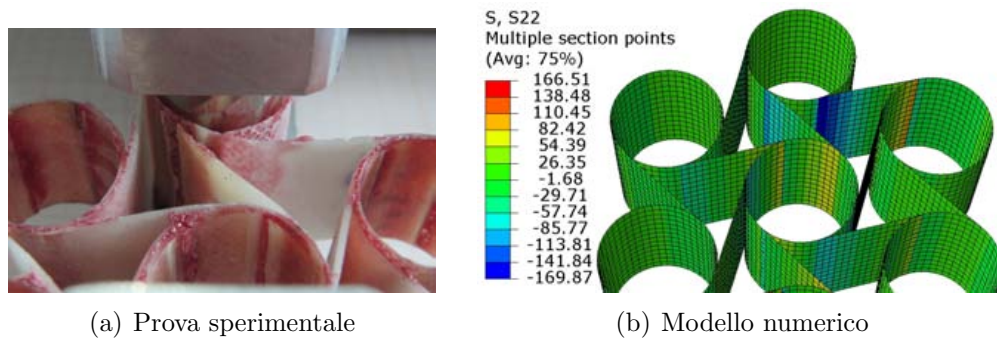


Figura 2.20: Concentrazioni di sforzo e rottura in una cella GFRP  $[0^\circ/90^\circ]_{17}$

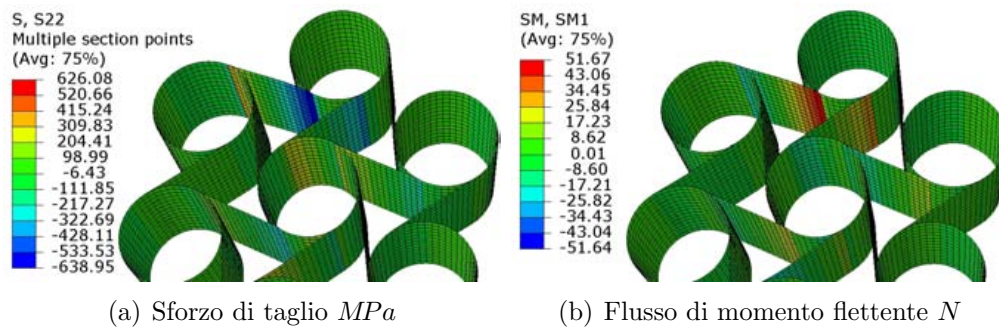
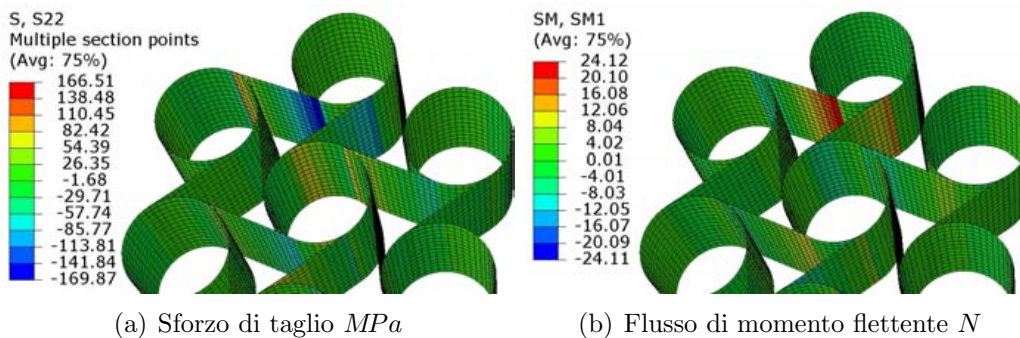
portate le distribuzioni di sforzo e momento di flusso ottenute tramite analisi non-lineari sulle celle portate a rottura durante le prove sperimentali. I carichi applicati sono stati rilevati direttamente dalle curve forza-spostamento in corrispondenza del punto del primo cedimento. E' possibile notare che alla rottura il valore dello sforzo di taglio agente sui legamenti supera i  $600 \text{ MPa}$  per la cella in carbonio. Nonostante il collasso avvenga per *debonding* le proprietà di resistenza del materiale sono comunque ben sfruttate; uno sforzo a compressione di  $600 \text{ MPa}$  è infatti, per un tessuto in carbonio, rilevante e probabilmente non lontano dai limiti di rottura.

Inoltre i flussi di momento per le celle in carbonio e vetro risultano rispettivamente pari a circa  $51 \text{ N}$  e  $24 \text{ N}$ ; questi valori possono essere presi come riferimento per valutare il rischio di cedimento dell'incollaggio anche su strutture chirali più complesse. Un sommario degli ammissibili così determinati è riportato nella Tabella 2.4.

	CFRP	GFRP
Sforzo tangenziale [ $MPa$ ]	638.95	169.87
Flusso di momento [ $N$ ]	51.67	24.12

Tabella 2.4: Riassunto degli ammissibili per le celle

E' quindi evidente e degno di nota che le celle in carbonio hanno, per certi versi inaspettatamente, mostrato prestazioni di resistenza significativamente superiori a quelle in vetro, i cui valori limite per il momento flettente risultano inferiori di oltre 50% rispetto a quelli delle celle in carbonio. Attribuendo i cedimenti a un fenomeno di *debonding*, quindi, risulta probabile che la resistenza dell'incollaggio fra i legamenti in carbonio sia superiore a quelli fra i legamenti in vetro.

Figura 2.21: Concentrazioni di sforzo e momento alla rottura in una cella CFRP  $[0^\circ/90^\circ]_7$ Figura 2.22: Concentrazioni di sforzo e momento alla rottura in una cella GFRP  $[0^\circ/90^\circ]_{17}$



## Capitolo 3

# Modellazione numerica del dimostratore tecnologico e progetto preliminare

### 3.1 Evoluzione del progetto

Durante il percorso progettuale che ha infine portato alla definizione di una configurazione definitiva per il dimostratore tecnologico della *morphing sail* sono stati realizzati diversi modelli ad elementi finiti in Abaqus, ciascuno con le sue peculiarità e scopi ben precisi.

Ciascuno di questi modelli ha permesso di studiare il comportamento di una struttura con topologia chirale, verificandone le prestazioni in termini di spostamenti, fornendo però anche importanti informazioni sulle distribuzioni di sforzo. Nel seguito si presenteranno le caratteristiche delle soluzioni ottenute da analisi e indagini sulle varie strutture e le scelte che hanno portato al passaggio da un modello al successivo.

#### 3.1.1 Modellazione e analisi di un profilo bi-dimensionale con topologia chirale

L'analisi è stata condotta utilizzando il modello numerico utilizzato per l'ottimizzazione multidisciplinare descritta nel paragrafo 1.4, che ha poi fornito i parametri per giungere alla configurazione definitiva del profilo. Il modello è stato rivisto all'interno dell'attività di tesi e corretto in alcuni aspetti marginali, relativi al rivestimento. In questo paragrafo si illustrano le tecniche di modellazione impiegate per la costruzione del modello ad elementi finiti (Figura 3.1).

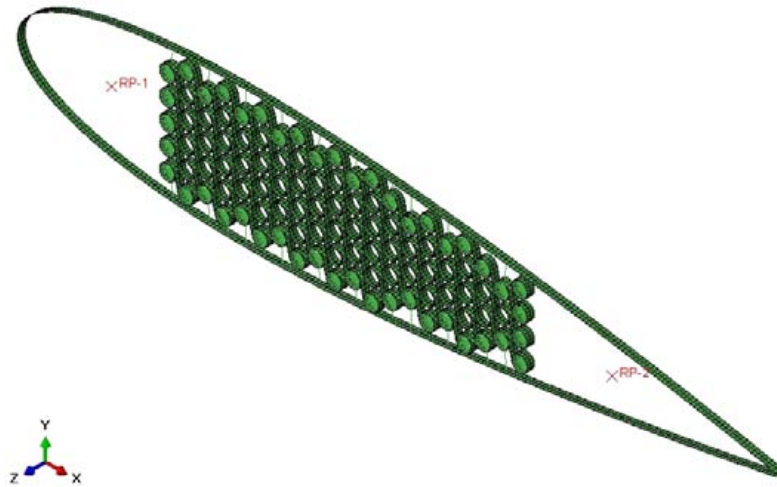


Figura 3.1: Modello di striscia 2D

La generazione della rete chirale che costituisce il nucleo del profilo avviene per via parametrica attraverso un codice MATLAB [35], che richiede come dati in ingresso sia parametri geometrici e tecnologici, sia scelte di modellazione, sia valori caratteristici dei materiali impiegati, riassunti nella Tabella 3.1.

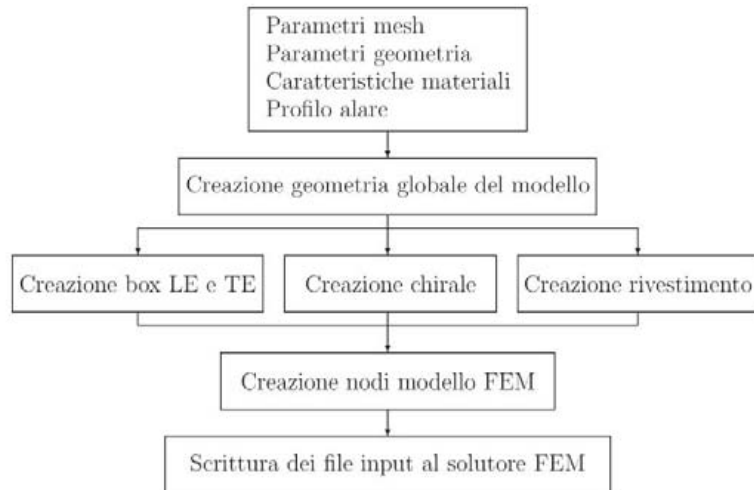


Figura 3.2: Schema per la generazione del modello 2D

Questo metodo di generazione della *mesh*, schematizzato in Figura 3.2, è risultato particolarmente vantaggioso, sia perché ha consentito la costruzione del modello in maniera flessibile ed immediata, sia perché si è prestato molto bene alle successive procedure di ottimizzazione.

<b>Parametri geometrici</b>	
$L$	Lunghezza dei legamenti
$r$	Raggio dei cilindri
$c$	Corda del profilo
$x_1$	Inizio della parte chirale
$x_2$	Fine della parte chirale
$x_{g1}$	Cerniera bordo d'attacco
$x_{g2}$	Cerniera bordo d'uscita
<b>Parametri tecnologici</b>	
$t_{carb}$	Spessore delle lamine di carbonio
$n_{skin}$	Numero di lamine per il rivestimento
<b>Parametri di modellazione</b>	
$n_{elz}$	Numero di elementi in direzione dell'apertura
$n_{lig}$	Numero di legamenti che partono da ciascun nodo
<b>Caratteristiche dei materiali</b>	
Materiale per struttura chirale	
Materiali per rivestimento	

Tabella 3.1: Parametri per la generazione della struttura chirale

Cilindri, legamenti e rivestimento flessibile sono modellati tramite elementi di piastra a quattro nodi (S4 [34]). L'implementazione di questo tipo di elementi in Abaqus prevede che la formulazione si adatti automaticamente a seconda del rapporto tra spessore e dimensione caratteristica della piastra; se tale rapporto è inferiore a 1/15 utilizza il modello di Kirchhoff, in caso contrario quello di piastra spessa. I cilindri più esterni, attraverso i quali viene introdotto il carico nella struttura, sono stati rinforzati mediante elementi di trave B31 che collegano il nodo centrale del cilindro a tutti i nodi appartenenti ad esso, e a cui è stato attribuito un modulo elastico molto elevato con lo scopo di renderli praticamente rigidi.

I bordi d'attacco e d'uscita del profilo sono realizzati con dei corpi rigidi, che fanno capo ai due rispettivi punti di riferimento; questi nodi sono stati poi vincolati a terra in maniera tale che fosse permessa solo la rotazione intorno all'asse  $Z$ , dando al profilo la possibilità di deflettersi.

Le proprietà della struttura chirale sono state assegnate specificando, per nodi e legamenti, il tipo e numero di lamine impiegate e la sequenza di laminazione adottata; le lamine utilizzate sono dei pre-impregnati con fibre di carbonio disposte a  $\pm 90^\circ$  (*cross-ply* o tessuto), le cui caratteristiche

meccaniche sono state riportate nella Tabella 2.3 all'interno del paragrafo 2.3.

Per quanto riguarda la modellazione del rivestimento si è scelto di definire direttamente la matrice di rigidezza equivalente del laminato in composito specificandone gli elementi (il codice Abaqus, infatti, consente questa possibilità attraverso la card `SHELL GENERAL SECTION` [34]). In fase di progetto preliminare i requisiti richiesti al rivestimento sono stati essenzialmente due: minimizzare la rigidezza assiale ed evitare meccanismi di deformazione "a onde". Per ripercorrere il procedimento seguito per l'assemblaggio della matrice, occorre innanzitutto ricordare la CLT:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B}^T & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_0 \\ \kappa \end{Bmatrix}$$

dove  $\varepsilon_0$  sono le deformazioni membranali del piano medio della piastra,  $\kappa$  sono le curvature,  $N$  e  $M$  i flussi di forza e momento e  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{D}$  e  $\mathbf{B}$  rappresentano rispettivamente i comportamenti membranale, flessionale ed accoppiato. Data la particolare configurazione scelta per il rivestimento (brevemente descritta nel paragrafo 1.4), è stato ragionevole dividere i contributi di rigidezza tra le diverse componenti e costruire così la matrice pezzo per pezzo separatamente. Si è quindi operato nel seguente modo (per le convenzioni si veda la Figura 3.3):

- la matrice  $\mathbf{B}$  è stata considerata nulla, in quanto comportamento membranale e flessionale sono determinati da due parti indipendenti (corrugato ed elastomero), se si trascurano gli attriti dei collegamenti
- nella matrice  $\mathbf{A}$ , in particolare in corrispondenza degli elementi  $A_{11}$  e  $A_{22}$ , sono presenti le rigidezze membranali nelle due direzioni perpendicolari; al valore  $A_{22}$  (direzione della corda) è stata sostituita artificialmente la sola rigidezza dell'elastomero puro
- la matrice  $\mathbf{D}$  è stata ottenuta considerando un laminato in composito le cui caratteristiche potessero rappresentare il comportamento flessionale medio della struttura

In seguito all'ottimizzazione si è ottenuta la matrice di rigidezza riportata sotto:

$$Q_{strip} = \begin{bmatrix} 60067 & 33.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 33.6 & 5.376 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2609.3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 515.97 & 25.798 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 25.798 & 515.97 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 37.796 \end{bmatrix}$$

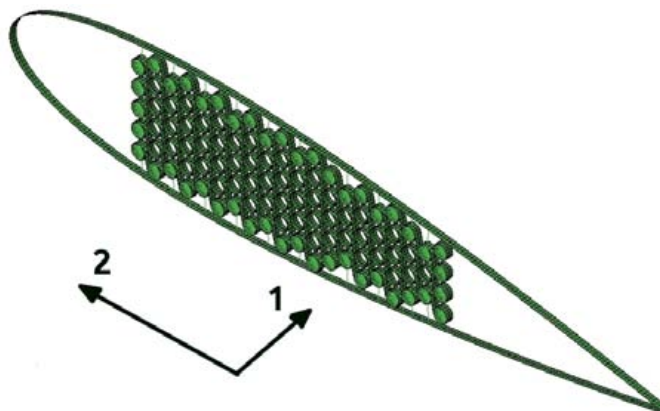


Figura 3.3: Convenzioni utilizzate per il rivestimento

Infine, l'interfaccia tra il rivestimento e la struttura chirale è stata realizzata collegando i centri dei cilindri esterni ai nodi corrispondenti sul rivestimento tramite elementi di trave B31 ai cui estremi sono stati liberati i gradi di libertà rotazionali, in modo che lavorassero come bielle, sopportando esclusivamente sollecitazioni assiali.

I carichi sono generati da un interpolatore scritto in MATLAB che richiede in ingresso le condizioni di volo (velocità, angolo di incidenza) e la larghezza di influenza del componente, dalla quale raccoglie le sollecitazioni da trasmettere poi alla struttura. Maggiori dettagli sull'interpolatore sono forniti nel paragrafo 3.2.5.

In Figura 3.4 è riportata la deformata del modello bi-dimensionale ottimizzato; la deflessione massima è pari a  $21.5\text{ mm}$  e rappresenta il punto di riferimento per le successive analisi sul dimostratore completo.

### 3.1.2 Considerazioni per lo sviluppo di una centina chirale e modellazione

La prima soluzione ipotizzata per il dimostratore tecnologico era basata su una superficie che presentasse una struttura chirale continua (Figura 3.5). Questa soluzione presenta diversi vantaggi dal punto di vista strutturale ma si è subito rivelata estremamente impegnativa dal punto di vista tecnologico e le tempistiche per la sua realizzazione si sarebbero significativamente dilatate. Gli studi effettuati hanno però mostrato che la continuità della parte interna dell'*honeycomb* chirale non è veramente necessaria [25]. Si è allora deciso di considerare una soluzione che concentrasse la zona chirale in centine. Sebbene per alcuni aspetti la soluzione non possa dirsi ottimale (ad esempio relativamente alla rigidità torsionale) essa consente di realizzare un

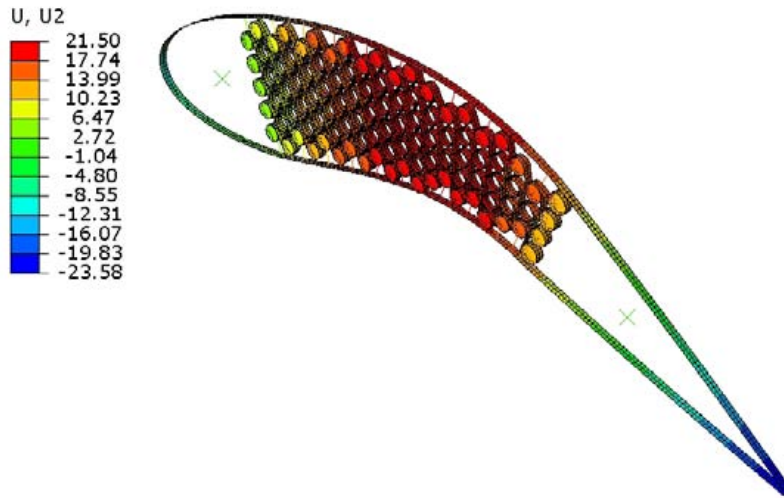


Figura 3.4: Deformata del modello di striscia 2D

dimostratore tecnologico che permetterà di validare le potenzialità della configurazione strutturale proposta con prove in galleria del vento in condizioni controllate. Si è arrivati perciò alla definizione di una configurazione che prevede l'utilizzo di centine di larghezza limitata, dotate della stessa struttura chirale individuata attraverso l'ottimizzazione. E' evidente che procedendo in questo modo la problematica risiede nel fatto che la rigidità, inizialmente distribuita in tutta l'apertura, deve ora essere concentrata.

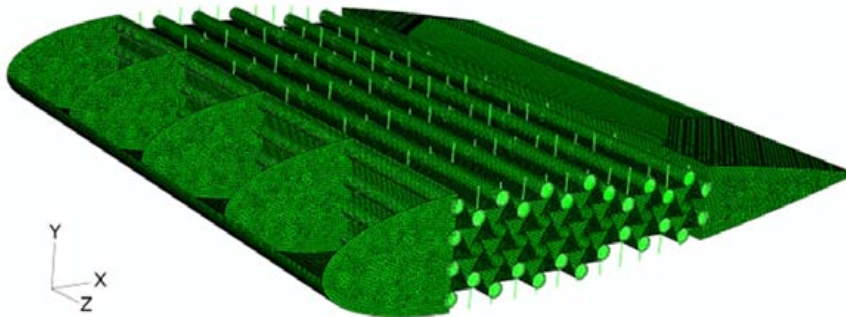


Figura 3.5: Modello del dimostratore con struttura chirale continua

In seguito a tale decisione, quindi, l'evoluzione del progetto ha comportato la necessità di sviluppare un modello di centina (Figura 3.6) che è stato realizzato a partire da quello bi-dimensionale tramite un'estrusione degli elementi in direzione dell'apertura alare. Con il suddetto modello condivide quindi tutte le caratteristiche: tipo di elementi impiegati per rivestimen-

to e parte chirale, corpi rigidi per bordi d'attacco e d'uscita, modalità di collegamento tra i vari componenti (si veda dunque il paragrafo 3.1.1).

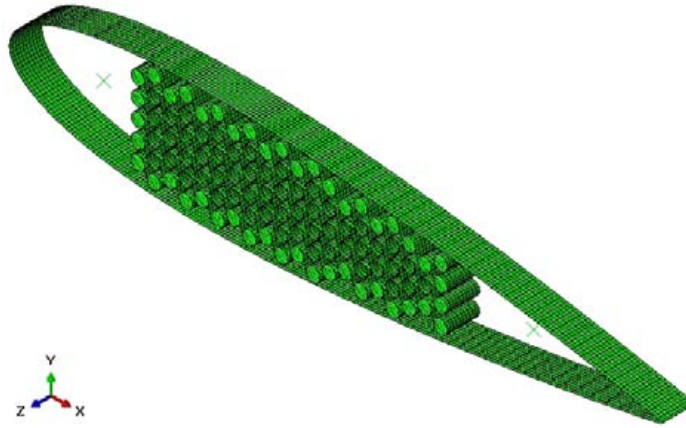


Figura 3.6: Modello di centina

La *mesh* utilizzata per la centina è relativamente meno raffinata rispetto a quella del modello di cella utilizzato nel paragrafo 2.3, che era caratterizzato da 14 elementi per un'apertura di 25 *mm*. Considerando però che nel caso delle celle alcune analisi preliminari (effettuate con una forza verticale di 100 *N*) hanno evidenziato che le soluzioni ottenute con il modello più dettagliato ed uno meno raffinato (Figura 3.7) non si discostavano in maniera significativa (in media tra il 4% e il 6%, come illustrato nella Tabella 3.2), è lecito considerare che anche per quanto riguarda la centina i risultati dovrebbero essere sufficientemente affidabili.

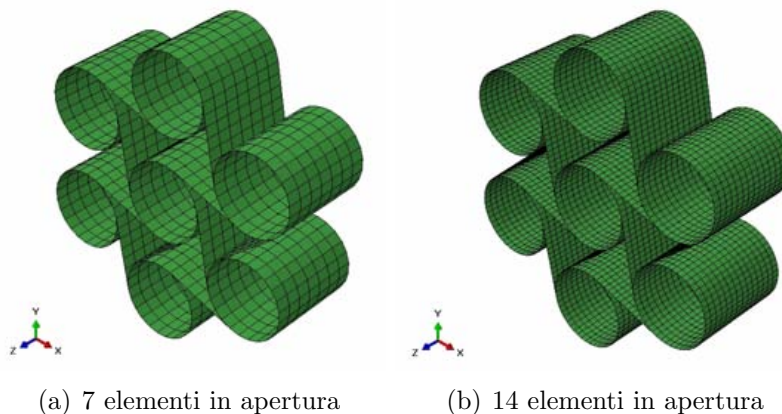


Figura 3.7: *Mesh* considerate per le celle

Cella	Elementi in apertura	Spostamento verticale [mm]
CFRP $[0^\circ/90^\circ]_3$	7	6.136
	14	6.525
CFRP $[0^\circ/90^\circ]_7$	7	0.6461
	14	0.6848
GFRP $[0^\circ/90^\circ]_{17}$	7	0.7187
	14	0.7634
GFRP $[\pm 45^\circ]_7$	7	13.25
	14	14.15

Tabella 3.2: Variazione della soluzione per celle con differenti *mesh*

Considerando la deflessione verticale massima ottenuta dal modello bi-dimensionale è stato possibile definire un indicatore della rigidezza per unità di larghezza della striscia:

$$K'_{airfoil} = \frac{dK_{airfoil}}{dw_{airfoil}} = \frac{1}{w_{airfoil}} \frac{l_{airfoil} w_{airfoil}}{\delta_{max}}$$

dove  $w_{airfoil}$ ,  $l_{airfoil}$  e  $\delta_{max}$  sono rispettivamente la larghezza, il carico applicato e lo spostamento verticale massimo relativi al modello di sezione. Il carico aerodinamico totale agente sulla centina (tenendo conto quindi della sua zona di influenza) è espresso da:

$$L_{rib} = l_{airfoil} b_{rib}$$

dove  $b_{rib}$  indica proprio la dimensione in apertura dalla quale la centina raccoglie i carichi. Risulta quindi che, per ottenere la stessa deflessione massima, la rigidezza per unità di larghezza deve essere pari a:

$$K'_{rib} = K'_{airfoil} \frac{b_{rib}}{w_{rib}}$$

Nello sviluppo del progetto sono state prese in considerazione due configurazioni che comprendono tre e quattro centine, rispettivamente caratterizzate da una dimensione in apertura di 25-50-25 mm e 25-50-50-25 mm.

Nella configurazione a tre centine del dimostratore, in cui la centina centrale da 50 mm raccoglie il carico per un'ampiezza di 500 mm, la rigidezza equivalente per unità di larghezza risulta pari a 10 volte la rigidezza del profilo isolato (trascorrendo il contributo del rivestimento).



Anche per il modello di centina è stato condotto uno studio di sensitività analogo a quello effettuato per le celle nel paragrafo 2.3; lo scopo è sempre quello di verificare che la rigidità della struttura segua la potenza cubica dello spessore dei legamenti. In questo caso però, come si può vedere in Figura 3.8, la curva interpolante non segue la terza potenza dello spessore, ma è caratterizzata da un esponente inferiore. Ciò indica che la rigidità complessiva non è determinata esclusivamente dal meccanismo di deformazione per flessione delle celle chirali, ma è influenzata notevolmente anche dalle proprietà del rivestimento esterno, sebbene esso sia caratterizzato da una rigidità membranale limitata.

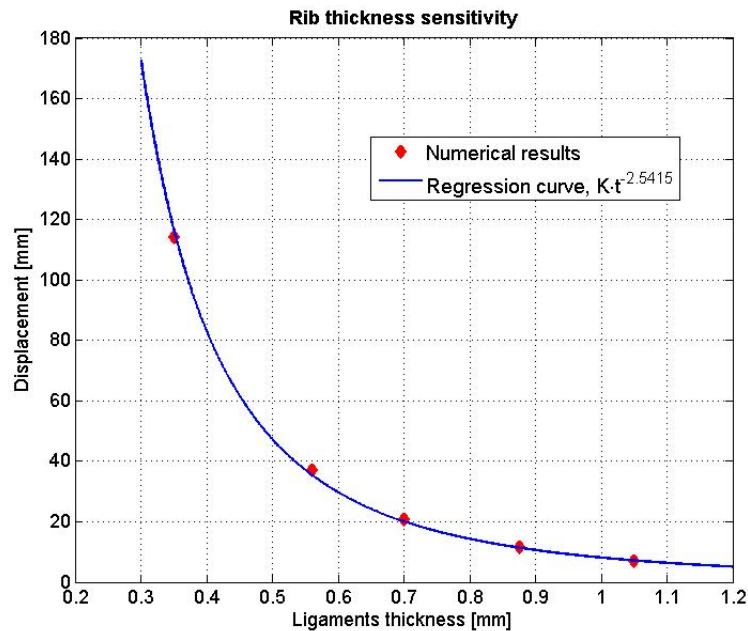


Figura 3.8: Sensitività della centina al variare dello spessore dei legamenti

Nel modello di centina in esame è stato necessario aumentare la rigidità in apertura del rivestimento per evitare deformazioni indesiderate. Tale comportamento non era rilevante nei primi modelli bidimensionali in quanto la dimensione trasversale del profilo era praticamente nulla e non si risentiva degli effetti della rigidità flessionale del rivestimento in direzione dell'apertura alare. Questi risultati preannunciano il ruolo di fondamentale importanza che il rivestimento assumerà nel modello globale del dimostratore tecnologico.

## 3.2 Sviluppo e modellazione del dimostratore completo

Le considerazioni precedenti sul comportamento della centina e del rivestimento suggeriscono che la messa a punto del progetto del dimostratore tecnologico avvenga mediante la modellazione numerica dell'elemento strutturale e il successivo affinamento della soluzione in modo da soddisfare i requisiti di progetto. Si è ritenuto utile realizzare sia un modello a 3 centine sia uno a 4 centine (Figura 3.9), in modo da valutare le differenze tra le soluzioni e acquisire sensibilità sui risultati e sulla loro dipendenza dalle caratteristiche della struttura.

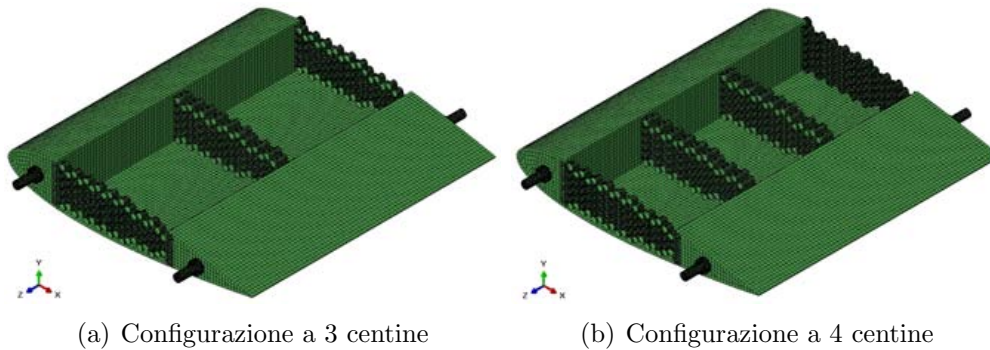


Figura 3.9: Modelli ad elementi finiti del dimostratore in due configurazioni

Per quanto riguarda i requisiti, in generale occorre garantire la possibilità di ottenere una variazione di pendenza della curva di portanza analoga a quella prevista dall'ottimizzazione eseguita sul modello 2D. Nello specifico, le condizioni da soddisfare sono:

- una risposta strutturale dell'insieme costituito dalle centine chirali e dal rivestimento analoga a quella prevista dall'ottimizzazione
- l'assenza di rotture o di danneggiamenti nella prova in condizioni di progetto
- la capacità del rivestimento di trasferire i carichi alle centine in assenza di deformazioni tali da alterare la prestazione aerodinamica del profilo alare

L'obiettivo fondamentale è stato quindi stabilire un punto di progetto che garantisse le prestazioni già ottenute con il solo profilo isolato, agendo sulla configurazione delle centine (numero, spessore, sequenza di laminazione di

nodii e legamenti). Il lavoro è risultato utile anche per far emergere alcune problematiche che non era stato possibile mettere in luce con le sole analisi sulla striscia bi-dimensionale, come ad esempio il funzionamento di naso e coda (con i relativi collegamenti) e il comportamento del rivestimento nella direzione dell'apertura. Inoltre ai fini dell'analisi e della riproduzione corretta della struttura completa reale si è rivelato importante lo studio e la miglior comprensione delle possibili tecniche di giunzione tra le diverse parti.

### 3.2.1 Parti del dimostratore nell'ipotesi preliminare di progetto

**Naso e coda** I *box* che costituiscono il naso e la coda del dimostratore servono a preservare la forma del profilo ma non rivestono una grande importanza dal punto di vista strutturale, perciò è necessario che siano quanto più leggeri possibile senza trascurare il fatto che devono però alloggiare stabilmente le centine. La scelta del materiale nell'ipotesi preliminare di progetto è quindi ricaduta sul ROHACELL<sup>®</sup>, una schiuma polimerica rigida a bassa densità che risponde bene a questi requisiti e presenta il vantaggio di essere facilmente lavorabile alla macchina utensile, oltre ad essere adatta a processi tecnologici con compositi pre-impregnati e tecniche RTM fino a temperature di 130° e pressioni di 0.3 MPa. Le caratteristiche meccaniche delle diverse varianti di ROHACELL<sup>®</sup> sono riportate in Tabella 3.3.

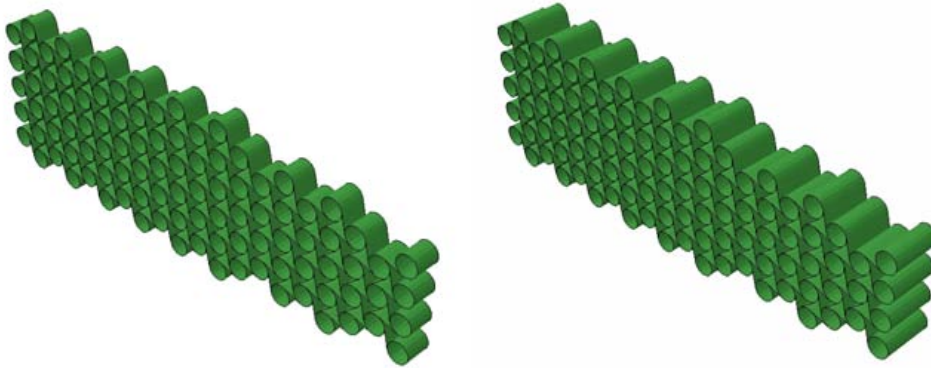
	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma_C$ [MPa]	$\sigma_T$ [MPa]	$\sigma_S$ [MPa]	$E$ [MPa]	$G$ [MPa]	$\varepsilon_{max}$ %
31 IG/IG-F	32	0.4	1	0.4	36	13	3
51 IG/IG-F	52	0.9	1.9	0.8	70	19	3
71 IG/IG-F	75	1.5	2.8	1.3	92	29	3
110 IG/IG-F	110	3	3.5	2.4	160	50	3

Tabella 3.3: Caratteristiche meccaniche del ROHACELL<sup>®</sup>

**Centine** Le centine saranno sviluppate con strutture chirali in carbonio sfruttando la medesima tecnologia produttiva utilizzata per le celle, descritta nel paragrafo 2.1.

Le larghezze scelte per le centine da inserire nel dimostratore, in entrambe le sue configurazioni, sono 25 mm e 50 mm (Figura 3.10); tendenzialmente le centine più larghe saranno posizionate nella zona centrale della struttura, dal momento che dovranno sopportare il carico raccolto da una porzione

maggiore del rivestimento, mentre le centine da 25 *mm* troveranno posto agli estremi.



(a) Centina da 25 *mm*

(b) Centina da 50 *mm*

Figura 3.10: Centine utilizzate per il dimostratore

**Rivestimento** Il rivestimento flessibile che ci si propone di utilizzare per il dimostratore tecnologico consiste in un laminato corrugato in materiale composito abbinato ad uno strato di elastomero rinforzato posto come copertura (Figura 3.11). Le caratteristiche geometriche e meccaniche di questa configurazione sono state calibrate in accordo con i requisiti di progetto ed è stata messa a punto una tecnologia per la produzione del corrugato ([29] e [30]).

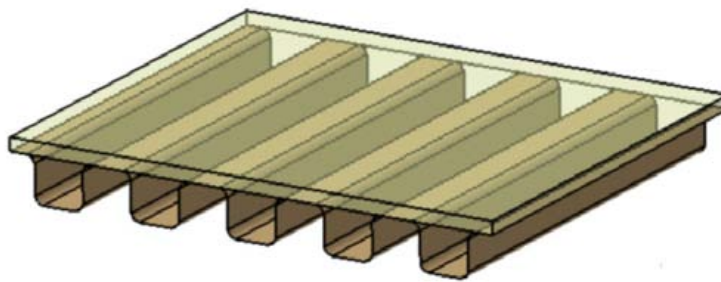


Figura 3.11: Composito corrugato per il rivestimento della *morphing sail*

**Perni** Per quanto riguarda la realizzazione del collegamento tra il dimostratore e la struttura della galleria del vento si utilizzeranno dei perni in acciaio inseriti all'interno delle parti solide in ROHACELL<sup>®</sup> che costituiscono il naso e la coda.

### 3.2.2 Modellazione e assemblaggio

In questo paragrafo si illustrano le tecniche di modellazione per ciascun componente descritto in precedenza, riportando poi lo schema di assemblaggio complessivo del dimostratore.

**Naso e coda** I modelli ad elementi finiti di naso e coda (Figura 3.12) sono stati realizzati partendo dal modello di centina disponibile, estraendo la geometria con Hypermesh per ottenere una *mesh* di elementi solidi a 8 nodi (C3D8I [34]). Successivamente si è effettuato uno *shell coating* per rivestire l'esterno dei *box* con uno strato formato da lamine di fibra di vetro sovrapposte in modo da avere un laminato quasi-isotropo. Nella Tabella 3.4 sono riassunti i materiali utilizzati per ciascun componente. Gli scavi sono stati effettuati eliminando due file di elementi solidi in corrispondenza delle posizioni in cui si inseriscono le centine e servono per l'alloggiamento di queste ultime tramite incollaggio con il ROHACELL<sup>®</sup>.




	Materiale	Spessore	Seq. di laminazione	Colore
Interno	ROHACELL <sup>®</sup>	-	-	
Rivestimento	Fibra di vetro	3 x 0.2 mm	[45°/0°/-45°]	
Parete	Fibra di vetro	3 x 0.2 mm	[45°/0°/-45°]	

Tabella 3.4: Materiali utilizzati per naso e coda

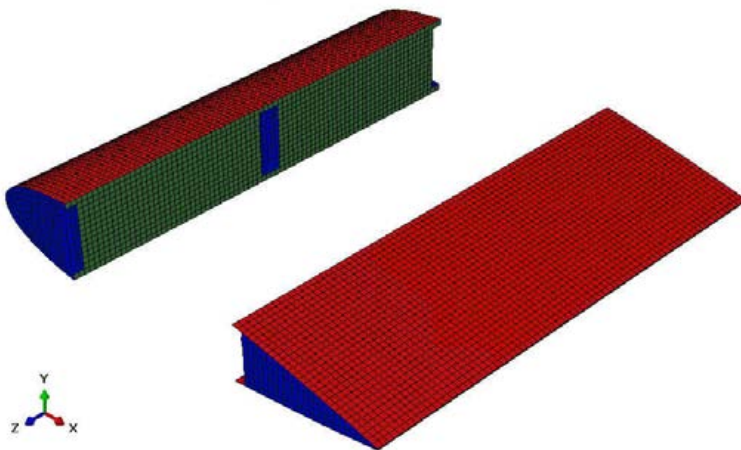


Figura 3.12: Modelli di naso e coda

**Centine** I modelli delle centine provengono direttamente da quelli sviluppati in precedenza e descritti nel paragrafo 3.1.2, eccetto per il fatto che è stato necessario isolare solo la struttura chirale eliminando gli elementi relativi alla pelle, ai collegamenti e ai corpi rigidi di naso e coda. Sono stati preparati modelli da 25 *mm* e da 50 *mm* per il successivo assemblaggio all'interno del dimostratore, nelle configurazioni sia a 3 che a 4 centine.

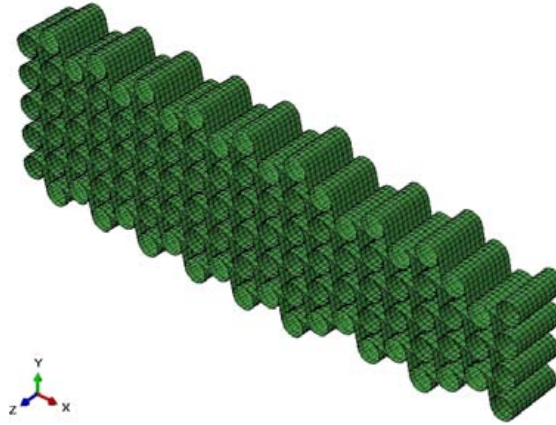


Figura 3.13: Modello di partenza di una centina del dimostratore

**Rivestimento** Il rivestimento flessibile del dimostratore, formato da due parti separate per dorso e ventre, è stato ottenuto estrudendo la geometria dal modello bi-dimensionale e discretizzato tramite elementi di piastra a quattro nodi caratterizzati da una matrice di rigidità inserita direttamente attraverso i suoi parametri costitutivi (`SHELL GENERAL SECTION` [34]). Alle estremità anteriori e posteriori e nella parte centrale sono stati inseriti dei “correnti” modellati come zone di rinforzo aventi una rigidità flessionale di un ordine di grandezza più elevata rispetto al resto della pelle. Le matrici utilizzate per il rivestimento sono riportate sotto; il procedimento che ha portato alla definizione di questa configurazione è illustrato nel paragrafo 3.3.

$$Q_{skin} = \begin{bmatrix} 60473 & 33.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 33.6 & 5.376 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2608.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 140000 & 172.54 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 172.54 & 507.39 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 327.2 \end{bmatrix}$$

$$Q_{stringer} = \begin{bmatrix} 60473 & 33.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 33.6 & 5.376 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2608.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1400000 & 172.54 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 172.54 & 507.39 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 327.2 \end{bmatrix}$$

**Perni** La geometria dei perni di sostegno è stata ottenuta con Catia, mentre la *mesh* è stata realizzata con Hypermesh, utilizzando elementi solidi Tetra del secondo ordine (Figura 3.14).

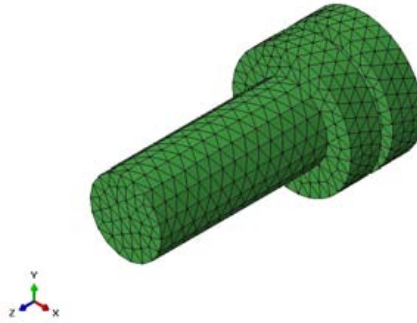
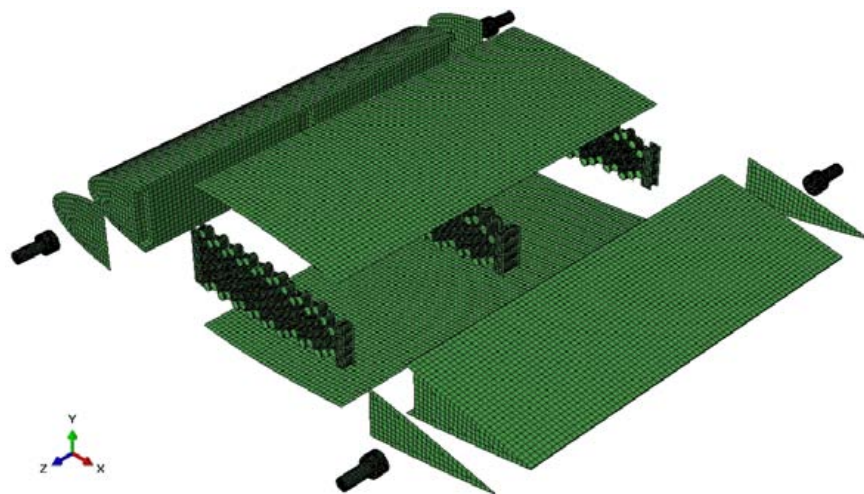


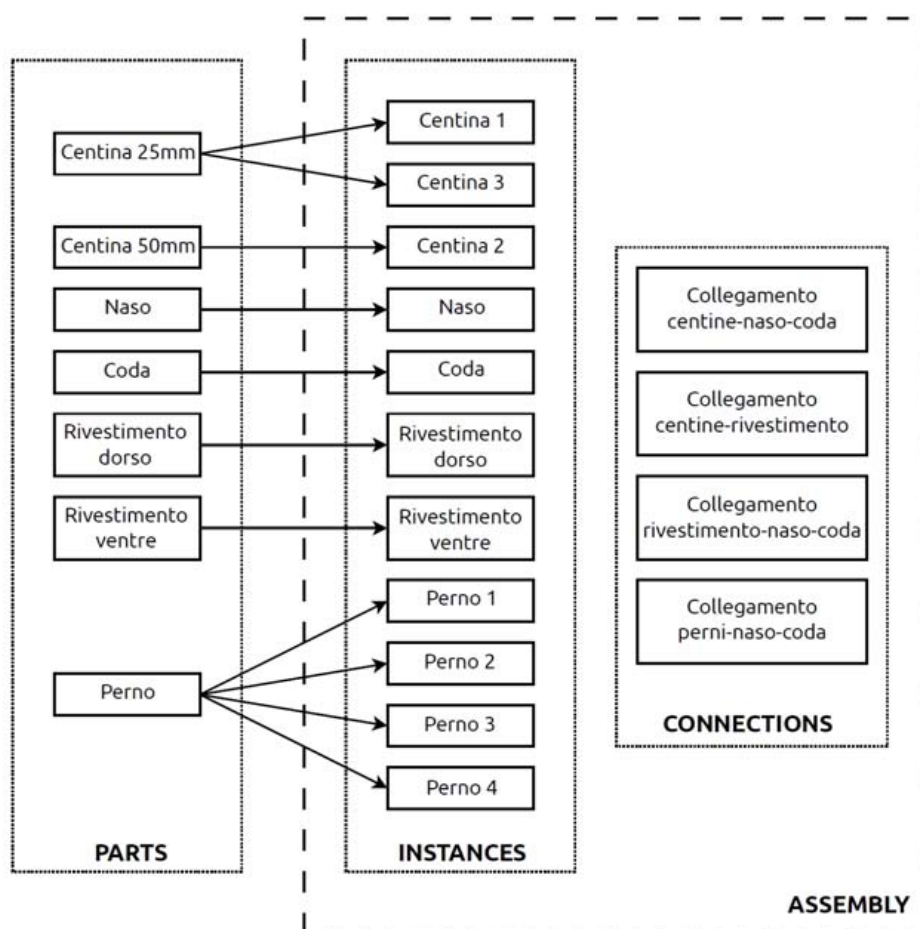
Figura 3.14: Modello di un perno

Le dimensioni dei perni non sono uguali a quelle effettive dei componenti che saranno presenti in galleria del vento, ma dal punto di vista del modello numerico tale fatto non riveste una grande importanza; il criterio secondo il quale sono stati realizzati è stato quello di avere un diametro abbastanza grande rispetto alle dimensioni di naso e coda, in modo da ottenere un cinematismo di rotazione “compatto”.

**Assemblaggio** Il modello del dimostratore è stato quindi realizzato assemblando i componenti creati separatamente e definiti in Abaqus come parti indipendenti, che è stato poi possibile richiamare all’interno del modello nel numero e nella posizione desiderata andando a formare, insieme ai collegamenti, l’assemblato definitivo (Figura 3.15). Questo approccio modulare è molto conveniente dal punto di vista organizzativo, dal momento che consente di modificare una singola parte e reinserirla nel modello apportando pochi, o in molti casi nessun cambiamento collaterale al resto del codice. Operando con questa tecnica risulta molto flessibile ed efficace la definizione delle connessioni, che fanno riferimento agli identificativi delle varie *instance* tramite una sintassi intuitiva; è quindi anche semplice aggiungere e rimuovere componenti del modello modificando solo poche righe del codice.



(a) Vista esplosa dell'assemblato



(b) Schema di assemblaggio

Figura 3.15: Assemblaggio del modello del dimostratore



### 3.2.3 Collegamenti

Un aspetto fondamentale del progetto del dimostratore è la definizione dei collegamenti tra le diverse parti della struttura, in modo da ottenere un comportamento cinematico e una trasmissione degli sforzi verosimile e coerente con le soluzioni realizzative adottate. Le soluzioni di collegamento sono state studiate direttamente nel modello a elementi finiti; le tecniche di modellazione impiegate, infatti, rappresentano l'idealizzazione di possibili soluzioni costruttive che sono proposte per la realizzazione dell'assemblaggio.

**Naso e coda con centine** Per poter collegare i bordi d'attacco e d'uscita con le centine rispettando i requisiti di progetto è stato necessario aggiungere dei componenti al modello originale. In particolare, il vincolo deve essere tale che ai cilindri anteriori e posteriori di ciascuna centina sia permessa una pura rotazione intorno al proprio asse, in modo da evitare concentrazioni di sforzo. A tale scopo è stato utile pensare prima ad una soluzione costruttiva accettabile, da tradurre poi in vincoli numerici sul modello.

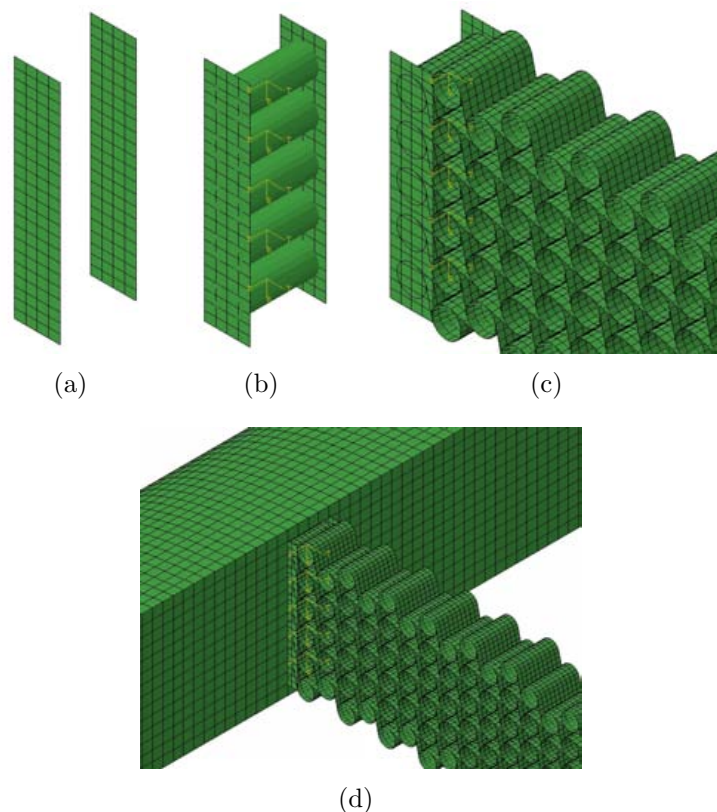


Figura 3.16: Adattamento e assemblaggio delle centine nel modello globale

Si tratta di una soluzione che prevede i seguenti passi (illustrati anche in Figura 3.16). In primo luogo si sono definite delle piastre in fibra di vetro, che fungono da interfaccia tra i cilindri e l'interno solido di naso e coda e collegate tramite incollaggio, bloccando quindi tutti i gradi di libertà (vincolo reso nel modello numerico con il comando **TIE** [34]). La seconda fase consiste nell'inserimento di bronzine in materiale plastico all'interno dei cilindri anteriori e posteriori, in modo da permetterne la libera rotazione rispetto al proprio asse, fissate tramite incollaggio alle piastre in fibra di vetro. Dal punto di vista numerico le bronzine sono state modellate tramite due elementi di trave ciascuna e si è fatto in modo che i cilindri condividessero la rotazione di questi elementi, realizzando un particolare collegamento tra il nodo centrale di ciascuna bronzina e tutti i nodi del cilindro corrispondente (**KINEMATIC COUPLING** [34]). Il collegamento tra bronzine e piastre è stato quindi definito lasciando libera solo la rotazione intorno all'asse della trave dei nodi estremi (liberando il grado di libertà desiderato tramite un **RELEASE** [34]).

Nella pratica le piastre e le bronzine sono state definite all'interno di un'unica parte, con il vantaggio di avere i nodi estremi delle travi condivisi direttamente con le piastre, in modo da evitare ulteriori collegamenti nodali che appesantiscono notevolmente l'analisi.

**Naso e coda con rivestimento** Una delle soluzioni più promettenti per la realizzazione pratica di questo collegamento consiste nel sagomare i *box* di naso e coda, sfruttando la predisposizione del ROHACELL<sup>®</sup> ad essere lavorato alla macchina utensile, ed alloggiarvi il rivestimento tramite un incollaggio lungo tutta l'apertura, come illustrato nello schizzo di Figura 3.17. Questa tecnica, oltre ad essere costruttivamente semplice ed affidabile, garantisce la continuità del profilo aerodinamico escludendo il rischio della formazione di fessure e vuoti.

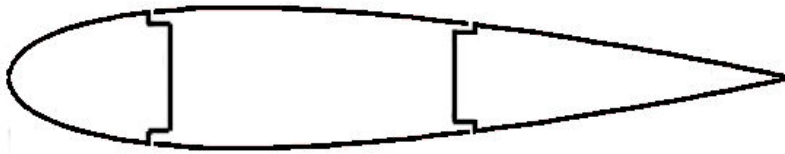


Figura 3.17: Collegamento del rivestimento con naso e coda - tecnica costruttiva

Per quanto riguarda il modello numerico, il collegamento è realizzato solo in corrispondenza delle centine (Figura 3.18) tramite un vincolo che mette in comune tutti i gradi di libertà (3 traslazioni e 3 rotazioni) dei nodi interessati (**TIE** [34]). Il metodo per la realizzazione di questo collegamento dal punto di

vista tecnologico non è ancora stato definito nel dettaglio, il problema è stato studiato soltanto focalizzandosi sulle prestazioni strutturali e si è pervenuti alla soluzione illustrata.

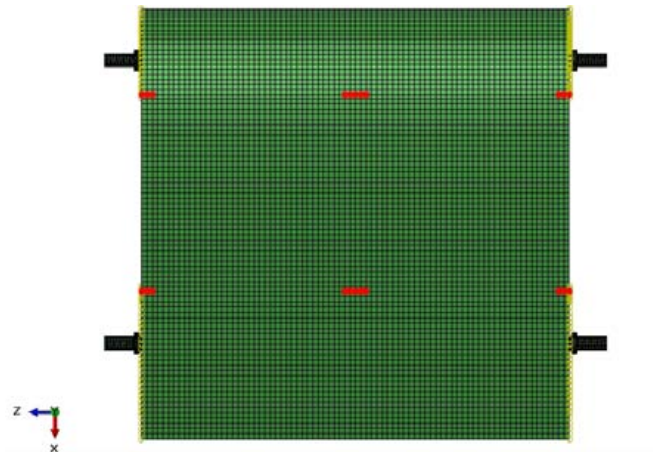


Figura 3.18: Collegamento del rivestimento con naso e coda - modello numerico

Per arrivare a questa scelta si sono condotte alcune prove con lo scopo di verificare quale fosse la soluzione che garantisse le migliori condizioni per il passaggio dei carichi; in particolare si è voluto evitare che una percentuale di carico troppo elevata si trasmettesse ai bordi d'attacco e d'uscita anziché alle centine, riducendo così l'efficacia della struttura chirale. È risultato che la perdita di carico attraverso i bordi anteriori e posteriori del rivestimento non è significativa (per la discussione di questo aspetto si rimanda al paragrafo 3.3), perciò rimane valida l'ipotesi presentata poco sopra per la soluzione costruttiva.

**Centine con rivestimento** Per il collegamento tra le centine chirali e il rivestimento corrugato la proposta del progetto preliminare è quella di sfruttare una tecnica analoga a quella già impiegata nell'accoppiamento tra le centine e i *box* solidi di bordo d'attacco e d'uscita. Infatti anche in questo caso si prevede l'utilizzo di bronzine per consentire la libera rotazione a certi elementi della struttura. In particolare, le bussole vanno inserite sia nei cilindri esterni della rete chirale (dove entrano i carichi raccolti dal rivestimento) sia nelle "gole" del corrugato, preventivamente tagliato e riempito nelle zone corrispondenti alle centine. Il collegamento è poi effettuato tramite l'inserimento di piastre di forma e dimensioni tali da potersi fissare alle bronzine situate su entrambe le parti e posizionate in modo da chiudere ciascun cilindro sui due lati della centina. Uno schizzo della soluzione sopra descritta è riportato in Figura 3.19.

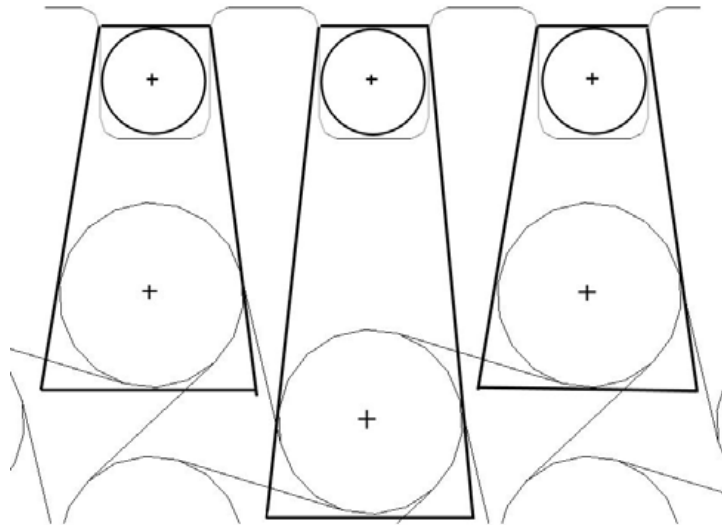


Figura 3.19: Collegamento tra centine e rivestimento - tecnica costruttiva

Dal punto di vista del modello numerico il collegamento è stato realizzato tramite la combinazione di elementi di asta rigidi e cerniere (Figura 3.20). In particolare, sono stati definiti degli elementi di trave a due nodi (B31 [34]) congiungenti i centri dei cilindri esterni e i punti corrispondenti sulla verticale, giacenti sulla pelle; inoltre per rendere i vincoli di tipo cerniera sui cilindri è stato sbloccato il grado di libertà relativo alla rotazione intorno all'asse del cilindro (RELEASE [34]).

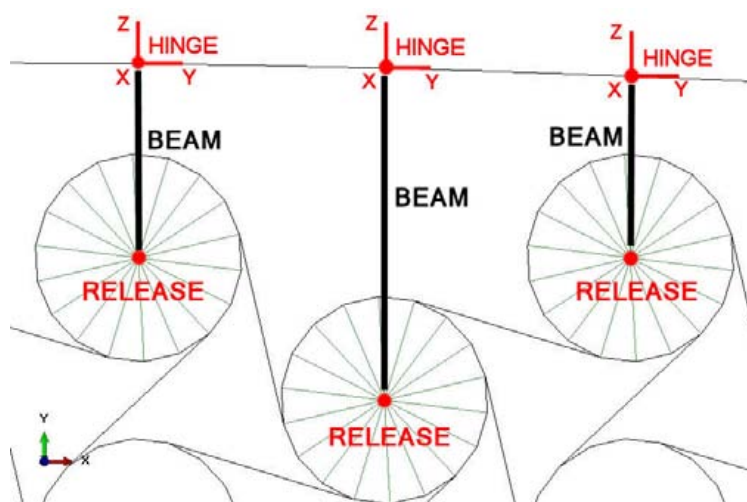


Figura 3.20: Collegamento tra centine e rivestimento - modello numerico

Per quanto riguarda invece le cerniere sui nodi del rivestimento è stato necessario definire dei connettori tra tali punti e i nodi estremi delle travi in modo che fosse permessa la rotazione relativa (`CONNECTOR` [34]). Inoltre, per il corretto funzionamento di queste cerniere è stato necessario creare dei sistemi di riferimento locali in modo da specificare nel codice Abaqus la direzione intorno alla quale assegnare la rotazione libera. In questo modo gli elementi di asta lavorano come bielle sopportando esclusivamente sollecitazioni assiali.

**Naso e coda con perni** I perni di sostegno sono stati posizionati in corrispondenza dei punti di riferimento utilizzati precedentemente per l'analisi aeroelastica, al 12% e al 78% della corda; il rispetto di tali coordinate è essenziale per la valutazione delle prestazioni e il confronto con i risultati attesi. Il collegamento previsto per questi componenti consiste nel fissare i perni ai *box* di bordo d'attacco e d'uscita con opportune tecniche di bloccaggio. Dal momento che il ROHACELL<sup>®</sup> gode sia di un'ottima lavorabilità che di una buona rigidità e stabilità dimensionale, una soluzione potrebbe essere quella di forzare un unico perno all'interno del solido per tutta l'apertura del dimostratore; questo metodo garantirebbe anche una sicura corrispondenza tra le rotazioni ai due estremi della struttura.

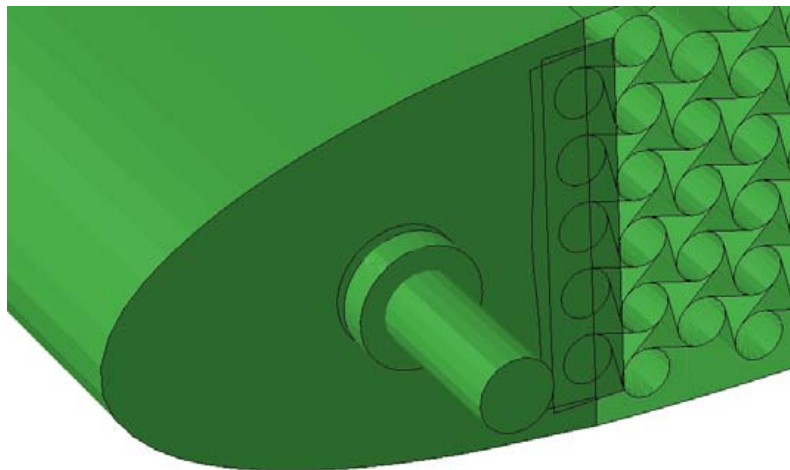


Figura 3.21: Collegamento dei perni

Per quanto riguarda il modello ad elementi finiti i perni sono stati vincolati ai bordi d'attacco e d'uscita fissando i nodi di base del perno ai nodi più vicini appartenenti ai primi elementi interni di naso e coda (Figura 3.21). Questa soluzione garantisce che gli sforzi passino dall'interno del ROHACELL<sup>®</sup> al perno, anziché trasmettersi attraverso il pannello di chiusura in fibra di vetro.

### 3.2.4 Vincoli

La struttura è stata vincolata a terra in corrispondenza dei quattro punti di riferimento, bloccando tutti i gradi di libertà eccetto la rotazione intorno all'asse Z (Figura 3.22).



Figura 3.22: Modalità di vincolo per il modello del dimostratore

L'interfaccia tra la struttura e i punti a terra è stata ottenuta mettendo in comune tutti i gradi di libertà tra i quattro punti e tutti i nodi appartenenti ai perni (KINEMATIC COUPLING [34]). Per far ciò è stato necessario creare due sistemi di riferimento cilindrici locali, situati alle medesime coordinate  $X$  dei punti di riferimento. In tal modo è stato possibile valutare con semplicità le reazioni vincolari sui quattro punti di riferimento e utilizzare questa informazione sia come ulteriore verifica del modello sia come criterio per un futuro dimensionamento dei perni.

### 3.2.5 Carichi

I carichi sono stati applicati in modo concentrato su tutti i nodi superficiali del dorso e del ventre specificando per ciascuno direzione e valore locale (CLOAD [34]). L'entità e la distribuzione del carico è fornita direttamente da un interpolatore.

**Interpolatore per i carichi** L'interpolatore è un codice MATLAB (sviluppato nell'ambito del lavoro di tesi di M. Crespi [32]) che, accettando come dati in ingresso una serie di valori relativi sia alla geometria del profilo sia alle

condizioni di volo (Tabella 3.5), fornisce direttamente il file `.inp` contenente i carichi nodali da applicare al modello.

Condizione di volo		
$V$	Velocità di volo	41 $m/s$
$\alpha$	Angolo di incidenza	10°
Parametri geometrici		
$c$	Corda del profilo	1000 $mm$
$dz$	Larghezza della sezione	1000 $mm$
$x_1$	Inizio parte chirale	20%
$x_2$	Fine parte chirale	66%
	Mesh aerodinamica	File <code>.dat</code>
	Mesh strutturale	File <code>.mat</code>
Dati aerodinamici		
	Distribuzione del $C_p$	File <code>.dat</code>

Tabella 3.5: Parametri in ingresso all'interpolatore dei carichi aerodinamici

Per le condizioni in esame le risultanti in direzione orizzontale e verticale (con riferimento agli assi globali del modello) sono rispettivamente:

$$\begin{cases} F_x = 1346.4 \text{ N} \\ F_y = -141.04 \text{ N} \end{cases}$$

Il programma suddivide il profilo in sei settori numerati in senso anti-orario partendo dalla parte dorsale del *box* di bordo d'uscita (Figura 3.23) e per il calcolo delle forze sfrutta una routine di interfaccia aeroelastica.

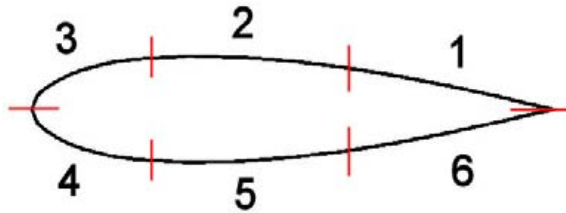


Figura 3.23: Suddivisione del profilo per la definizione dei carichi

Prima viene effettuato il calcolo dei carichi sul profilo bi-dimensionale relativamente alla *mesh* aerodinamica, utilizzando i dati sulla distribuzione del coefficiente di pressione contenuti nel file `.dat`, dopodiché il codice procede a

creare l'interfaccia tra la *mesh* aerodinamica e quella strutturale (descritta nel file .mat, che contiene le posizioni dei nodi relative al modello ad elementi finiti realizzato in Abaqus). Le forze nodali così determinate vengono poi divise per il numero di nodi in apertura e applicate in tutti i punti superficiali del modello.

Per l'utilizzo relativo al modello 3D è stato necessario modificare il codice (che in origine era legato al modello di sezione da 9.65 mm) in modo che distribuisse le risultanti su un diverso numero di elementi in apertura.

### 3.3 Problematiche del rivestimento

Il modello di rivestimento utilizzato in precedenza per le analisi sulla sezione bi-dimensionale (presentata nel paragrafo 3.1.1) è caratterizzato dalla seguente matrice di rigidezza, ottenuta tramite ottimizzazione per massimizzare la prestazione:

$$Q_{strip} = \begin{bmatrix} 60067 & 33.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 33.6 & 5.376 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2609.3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 515.97 & 25.798 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 25.798 & 515.97 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 37.796 \end{bmatrix}$$

Si noti che i valori di  $D_{11}$  e  $D_{22}$  sono identici; questo fatto non riveste grande importanza poiché nel modello 2D il comportamento flessionale in direzione trasversale alla corda era "invisibile", data la ridotta larghezza della striscia.

Dalle prime analisi sul modello complessivo del dimostratore è però subito risultato evidente che la rigidezza in direzione trasversale della pelle non era sufficiente a trasmettere correttamente i carichi alle centine; infatti i risultati hanno mostrato un'eccessiva deformazione del solo rivestimento, rendendo trascurabile il contributo della struttura chirale. La soluzione ottenuta è illustrata in Figura 3.24, visualizzata senza fattore di amplificazione della deformata; come si può osservare la deformazione è completamente irrealistica poiché è evidente che un rivestimento con una così bassa rigidezza flessionale andrà incontro a rotture premature e non permetterà alle condizioni di carico di realizzarsi. Si è perciò ritenuto utile determinare una sequenza di laminazione realistica che portasse ad avere una matrice di rigidezza aggiornata ed ottimale, che rispettasse il più fedelmente possibile i requisiti (specialmente per quanto riguarda il termine  $D_{22}$ ) ma con un termine di rigidezza flessionale  $D_{11}$  più elevato.



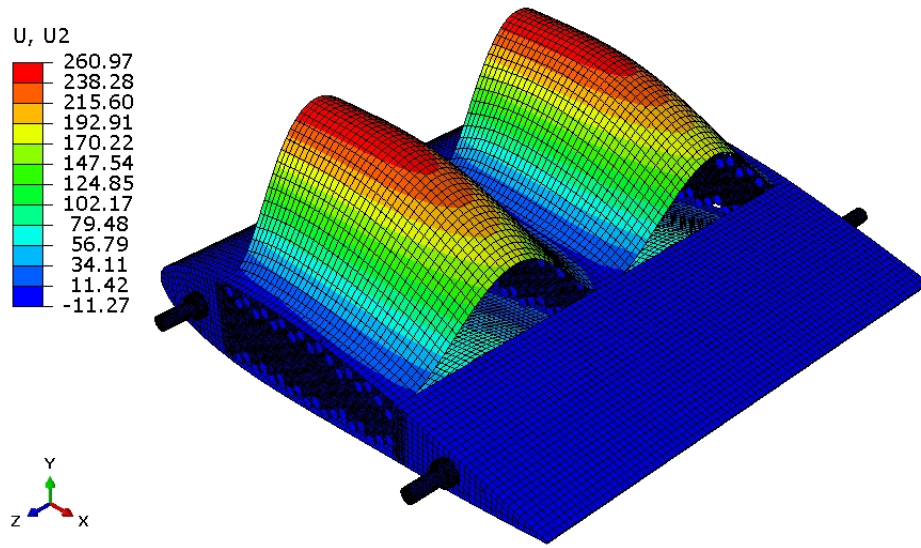


Figura 3.24: Deformata del dimostratore con il vecchio rivestimento

$$Q = \begin{bmatrix} 60473 & 1374.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1374.1 & 4038.2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2608.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 7608.8 & 172.54 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 172.54 & 507.39 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 327.2 \end{bmatrix}$$

Dovendo comunque attenersi alle specifiche emesse nella fase di ottimizzazione del modello 2D è stato necessario operare anche in questo caso la sostituzione artificiale dei termini  $A_{12}$  e  $A_{22}$ .

Inoltre, poiché si è osservato da ulteriori analisi con questa configurazione che la rigidezza flessionale in direzione dell'apertura non era ancora sufficiente per un corretto passaggio dei carichi alle centine, si è arrivati ad un valore ottimale per il termine  $D_{11}$  pari a  $140000 \text{ Nmm}$ . A titolo di esempio, si riporta che dai calcoli effettuati è risultato che tale valore di rigidezza flessionale è ottenibile con un laminato formato da un numero di lamine compreso tra 22 e 24, per uno spessore complessivo variabile dunque tra  $2.2 \text{ mm}$  e  $2.4 \text{ mm}$ .

$$Q = \begin{bmatrix} 60473 & 33.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 33.6 & 5.376 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2608.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 140000 & 172.54 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 172.54 & 507.39 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 327.2 \end{bmatrix}$$

Ci si aspetta che tali requisiti siano ampiamente soddisfatti dal rivestimento corrugato in fase di sviluppo per la *morphing sail*.

### 3.3.1 Prove sul rivestimento isolato

Al fine di individuare una matrice di rigidezza che permettesse alla pelle di trasmettere i carichi alle centine e far così lavorare in maniera ottimale la struttura chirale si sono effettuate delle analisi mirate su una porzione di pelle del dorso corrispondente ad una singola baia del cassone alare.

La pezza di rivestimento considerata si estende in apertura per  $500\text{ mm}$  ed è vincolata a terra in posizioni coerenti con il sistema di collegamento realizzato per il modello complessivo (i soli gradi di libertà bloccati sono quelli di traslazione). Per quanto riguarda il carico si è operata una scelta conservativa, distribuendo in maniera uniforme la sollecitazione aerodinamica agente sul dorso, stimata come il 75% della risultante totale.

A causa di una eccessiva deformazione della parte centrale e delle estremità della pezza in esame si è reso necessario creare dei correnti di rinforzo, modellati come zone aventi una rigidezza flessionale di un ordine di grandezza più elevata rispetto al resto del modello (Figura 3.25).

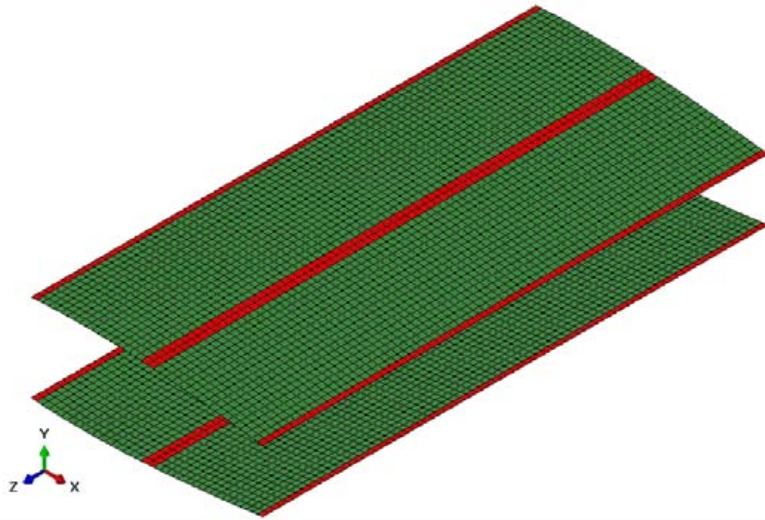


Figura 3.25: Modello del rivestimento esterno

I risultati di questa analisi sono riportati in Figura 3.26. Lo spostamento verticale massimo è pari a  $2.86\text{ mm}$ , di per sé ancora troppo elevato per la funzione che deve assolvere il rivestimento (ovvero preservare la forma aerodinamica del profilo), ma occorre considerare che il carico agente sulla pezza è molto conservativo in quanto applicato in maniera uniforme; ci si

aspetta infatti che nel modello complessivo del dimostratore la deflessione massima sia inferiore al millimetro (aspettativa confermata dai risultati delle analisi, discussi nel paragrafo 3.5).

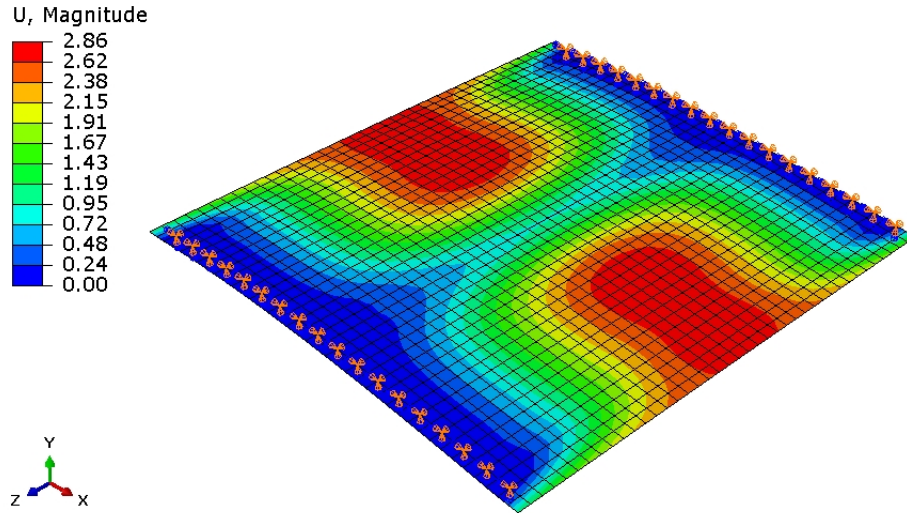


Figura 3.26: Test sulla pelle isolata

In definitiva, le matrici utilizzate per la definizione del rivestimento e dei suoi rinforzi nel modello complessivo del dimostratore sono le seguenti:

$$Q_{skin} = \begin{bmatrix} 60473 & 33.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 33.6 & 5.376 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2608.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 140000 & 172.54 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 172.54 & 507.39 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 327.2 \end{bmatrix}$$

$$Q_{stringer} = \begin{bmatrix} 60473 & 33.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 33.6 & 5.376 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2608.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1400000 & 172.54 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 172.54 & 507.39 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 327.2 \end{bmatrix}$$

Infine, come anticipato nel paragrafo 3.2.3, si sono condotte delle prove per indagare l'effetto della modalità di collegamento del rivestimento sulla trasmissione dei carichi al resto della struttura. Per far ciò si è considerato nuovamente il modello di rivestimento isolato vincolato a terra, già utilizzato per le prove sulle diverse matrici di rigidezza, considerando due diverse condizioni di vincolo. In particolare, la prima prevede di vincolare solo i nodi

in corrispondenza delle centine (Figura 3.27a), mentre nella seconda sono coinvolti tutti i nodi di contorno (Figura 3.27b).

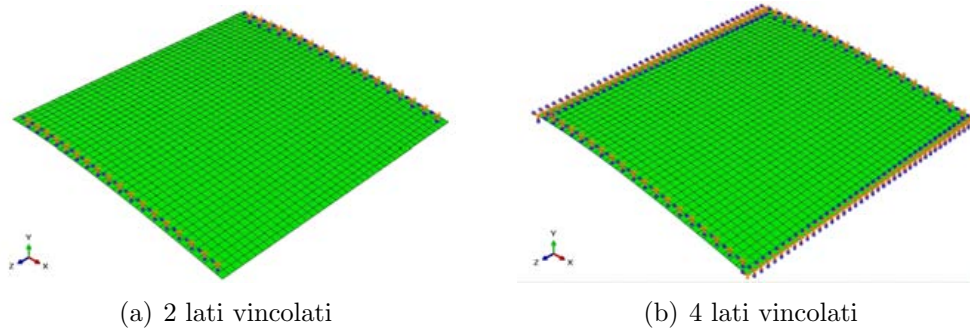


Figura 3.27: Condizioni di vincolo per le verifiche sul collegamento della pelle

	RF1	RF2	RF3	RM1	RM2	RM3
	[N]	[N]	[N]	[Nmm]	[Nmm]	[Nmm]
<b>2 lati vincolati</b>						
Lato 1	0.1319	-240.8	3.065	15064	-812	0
Lato 2	-0.1319	-264.5	-3.065	-17588	955.3	0
Risultante	0	-505	0	-2524	143.3	0
<b>4 lati vincolati</b>						
Lato 1	0.6545	-215.7	-0.7608	14155	-785.1	0
Lato 2	0.3623	-237.9	0	-16571	923	0
Anteriore	-0.8512	-25.73	0.529	14.19	0.9384	0
Posteriore	-0.1655	-25.65	0.2284	14.22	-1.957	0
Risultante	0	-505	0	-2387.6	136.9	0

Tabella 3.6: Confronto tra le reazioni vincolari nelle analisi sul rivestimento

Effettuando le due analisi con carico uniforme è stato possibile rilevare le reazioni vincolari su tutti i nodi, calcolare il totale per ciascun grado di libertà e confrontare così i due modelli, per appurare se e quanto carico andasse “perso” nei collegamenti anteriore e posteriore. Come si può vedere nella Tabella 3.6 l’aggiunta dei vincoli sui lati anteriore e posteriore del rivestimento non porta ad una significativa dispersione del carico attraverso naso e coda; appurato ciò, nel modello numerico si è scelto di vincolare il rivestimento solo in corrispondenza delle centine, mentre dal punto di vista realizzativo ci si è riservati di valutare quale fosse la soluzione tecnologicamente più vantaggiosa.

## 3.4 Verifiche sul modello

Una volta completata la definizione del modello numerico è stato necessario eseguire alcune prove allo scopo di verificarne la correttezza e la coerenza con le analisi effettuate in precedenza sul profilo bi-dimensionale.

### 3.4.1 Verifica cinematica della centina

Dal momento che è risultato subito evidente che uno degli aspetti critici del modello è il sistema di connessione tra le centine e il naso/coda, che deve garantire la pura rotazione relativa tra i cilindri più esterni e i bordi d'attacco e d'uscita, si è ritenuto conveniente verificare questo comportamento con una semplice analisi su una singola centina. Il criterio alla base di questa verifica è stato quello di vincolare la struttura in alcuni punti e, applicando un carico fittizio in altri nodi, assicurarsi che la risposta cinematica del modello fosse corretta. In particolare, le analisi condotte sono state tre. Nelle prime due si è vincolata solo una fila di cilindri, anteriore o posteriore, applicando il carico sui nodi opposti; l'ultima analisi ha riprodotto invece il funzionamento reale della centina, fissata ad entrambi gli estremi. Le deformate risultanti da queste prove sono riportate in Figura 3.28.

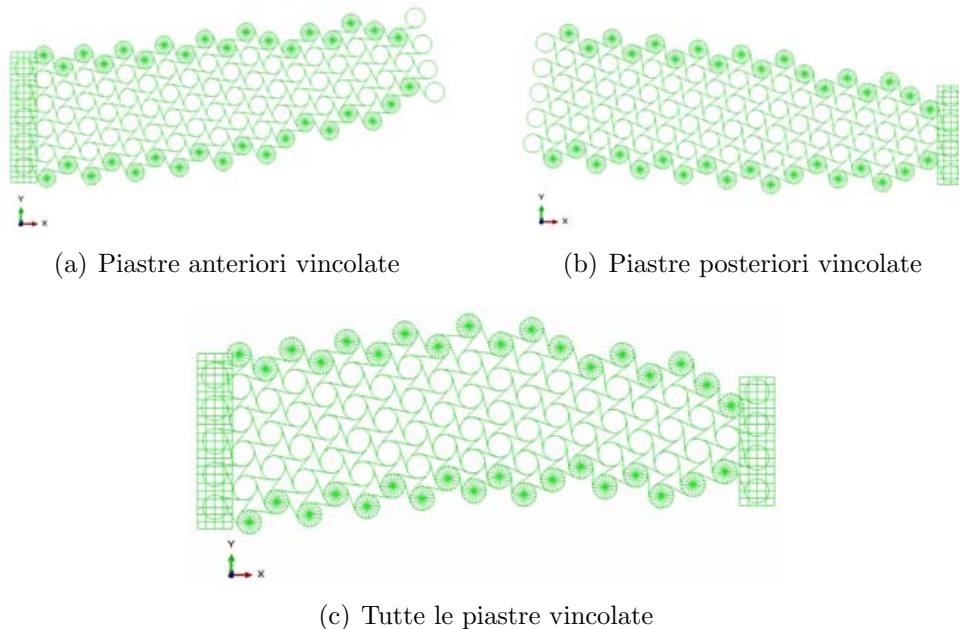


Figura 3.28: Deformate delle verifiche cinematiche sulla centina

I criteri adottati per stabilire se i risultati ottenuti fossero soddisfacenti sono stati:

- una valutazione qualitativa del movimento della struttura
- un'indagine su eventuali concentrazioni di sforzo nei pressi delle “bronzine”, che avrebbero denotato un comportamento indesiderato del componente
- una verifica sugli sforzi di taglio negli elementi di trave, che data la simmetria della struttura devono anch'essi essere simmetrici sulla singola bronzina

### 3.4.2 Prova di rotazione imposta

Un altro passo importante per la verifica del modello è stato quello di confrontare il comportamento del modello 3D con quello del modello di profilo bi-dimensionale, applicando a entrambi una rotazione rigida dei bordi d'attacco e d'uscita pari a  $10^\circ$ .

Per avere un risultato sicuramente confrontabile tra le due analisi si sono dapprima considerati il naso e la coda rigidi (nella pratica attribuendo un valore molto elevato al modulo elastico del ROHACELL<sup>®</sup>), vincolati a terra tramite un KINEMATIC COUPLING esteso a tutto il componente, senza l'utilizzo dei perni di sostegno; per lo stesso motivo è stata trascurata anche la deformabilità delle bronzine (elementi non presenti nel modello di striscia).

Inoltre sono stati rimossi gli elementi del rivestimento, per avere un riscontro indipendente dalla sua rigidità (che si è rivelata un aspetto critico del modello, come osservato nel paragrafo 3.3).

	Max [mm]	Min [mm]
Modello 2D	35.20	-38.37
Modello 3D	35.50	-38.90
Differenza	0.8%	1.4%

Tabella 3.7: Sommario della verifica di rotazione imposta

I risultati (Figura 3.29) hanno indicato un comportamento praticamente identico dei due modelli dal punto di vista cinematico, mostrando spostamenti globali confrontabili al decimo di millimetro.

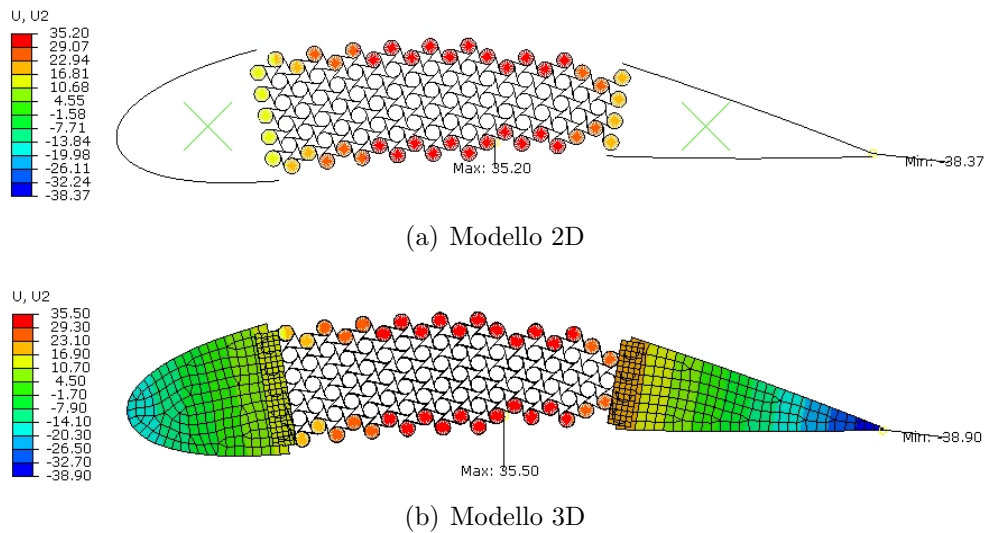


Figura 3.29: Deformate per la prova di rotazione imposta

### 3.4.3 Prova con carico uniforme

Questo ulteriore confronto tra il modello del dimostratore e il profilo isolato è risultato utile, oltre che per verificare ulteriormente la cinematica della struttura, anche per indagare i collegamenti tra rivestimento e celle chirali osservando le sollecitazioni agenti sugli elementi di trave. Il procedimento seguito per la preparazione del modello e l'analisi è stato il seguente:

1. caricare solo la pelle del modello di centina con una distribuzione uniforme di carico, le cui risultanti in direzione  $X$  e  $Y$  sono quelle del modello completo e derivano dall'interpolatore
2. effettuare un'analisi statica e rilevare i valori di spostamento in corrispondenza dei punti estremi delle travi di collegamento con la pelle
3. utilizzare questi valori come spostamenti imposti in un'analisi statica sul modello 3D

Da questa prova è emerso che le sollecitazioni agenti sulle travi di collegamento tra centina e rivestimento dipendono fortemente dall'orientazione con cui sono definite. Infatti, mentre nel modello di sezione tali elementi erano diretti verso il nodo più vicino della pelle (che non si trovava esattamente in corrispondenza dei cilindri), nel modello del dimostratore si è fatto in modo che i nodi di collegamento del rivestimento si trovassero alla stessa coordinata  $X$  dei centri dei cilindri (metodo che riproduce più fedelmente le modalità di collegamento che saranno adottate dal punto di vista tecnologico).

### 3.5 Punto di progetto e analisi degli sforzi

Dopo aver verificato la validità del modello e ridefinito la matrice di rigidità del rivestimento in modo che trasmettesse correttamente i carichi alle centine chirali, è stato quindi possibile ricercare il punto di progetto ottimale variando gli spessori di legamenti e nodi finché non si è ottenuta una soluzione soddisfacente.

A questo scopo si sono analizzate due configurazioni differenti del dimostratore, a 3 e a 4 centine, cercando lo spessore dei legamenti (in termini di numero di lamine da 0.1 mm) che consentisse una deflessione il più vicina possibile al valore di riferimento di 21 mm. Effettuando analisi per spessori totali variabili tra 0.4 mm e 0.7 mm è stato possibile costruire un andamento della deflessione massima del modello al variare dello spessore, identificando quindi il *trend* generale (Figure 3.30 e 3.31) e determinando i punti di progetto. Si può notare in questo caso che la deviazione dall'andamento cubico è ancora più rilevante di quella riscontrata per la centina isolata; tale differenza è da attribuire al maggiore volume di rivestimento presente.

La scelta del punto di progetto per il dimostratore, nelle sue versioni a 3 e 4 centine, è riportata nella Tabella 3.8, insieme alle caratteristiche relative al numero di lamine impiegate, alla disposizione delle centine e alle deflessioni effettivamente ottenute.

	3 centine	4 centine
Larghezza centine [mm]	25 - 50 - 25	25 - 50 - 50 - 25
N. lamine su legamenti	6	5
Spessore legamenti [mm]	0.6	0.5
N. lamine su nodi	5	4
Spessore nodi [mm]	0.5	0.4
Deflessione massima [mm]	19.19	19.75

Tabella 3.8: Punti di progetto del dimostratore nelle due configurazioni

Nelle Figure 3.32 e 3.33 sono riportate le deformate dei due modelli di dimostratore nella configurazione finale.

Come auspicato nel paragrafo 3.3.1 si ottiene che la deflessione relativa del rivestimento rispetto alle centine chirali non supera il millimetro di ampiezza, risultato importante dal punto di vista aerodinamico in quanto deve essere garantito il mantenimento della forma del profilo anche sotto carico.



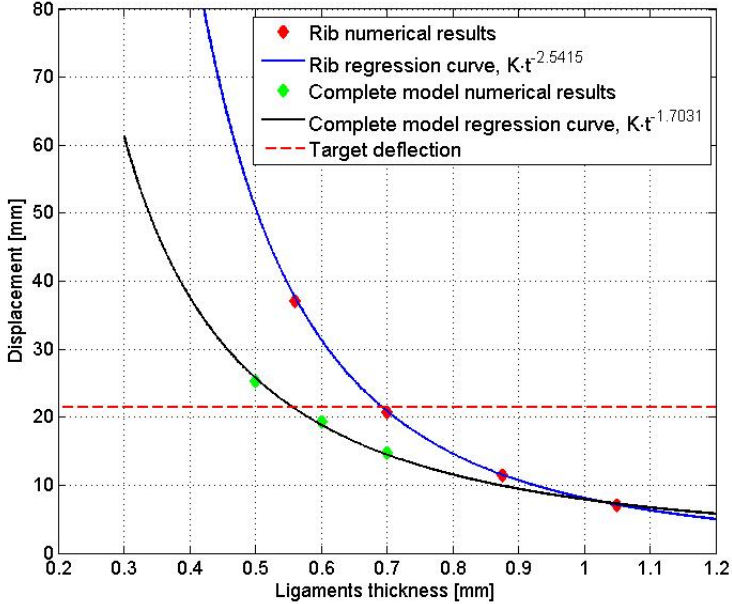


Figura 3.30: Deflessione massima del dimostratore a 3 centine al variare dello spessore dei legamenti

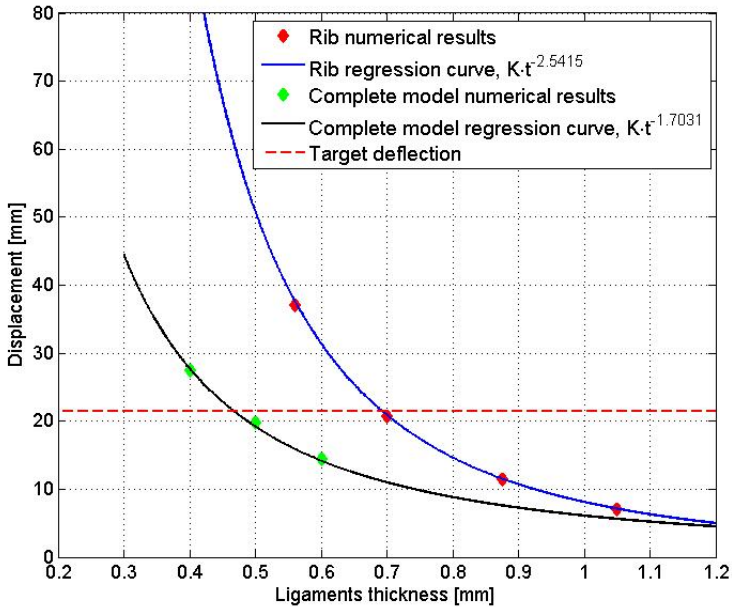


Figura 3.31: Deflessione massima del dimostratore a 4 centine al variare dello spessore dei legamenti

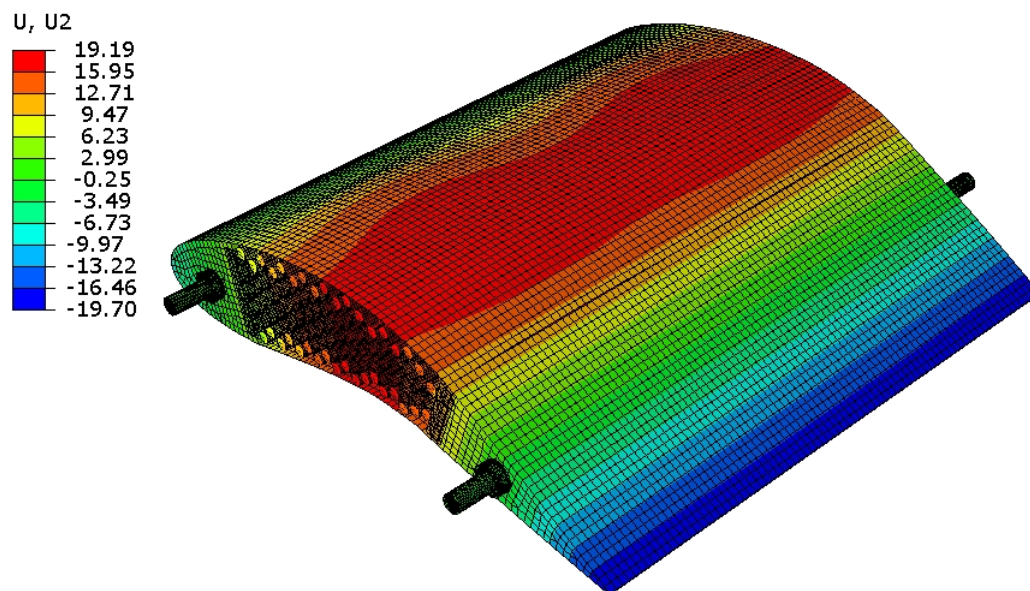


Figura 3.32: Deformata del dimostratore a 3 centine, configurazione finale

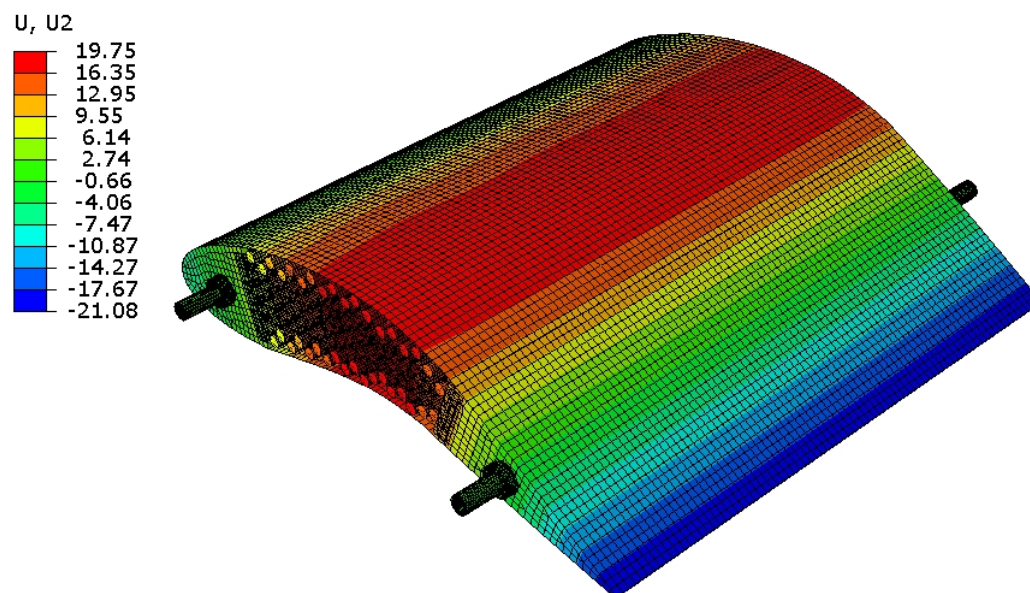


Figura 3.33: Deformata del dimostratore a 4 centine, configurazione finale

Le Figure 3.34, 3.35, 3.36 e 3.37 illustrano le distribuzioni di sforzo tangenziale e flusso di momento flettente all'interno delle centine chirali del dimostratore. Le sollecitazioni si concentrano soprattutto sui legamenti esterni della struttura chirale in entrambe le configurazioni a 3 e 4 centine, dove gli sforzi raggiungono i valori massimi di  $274 \text{ MPa}$  e  $254 \text{ MPa}$  rispettivamente, mentre i flussi di momento flettente maggiori in valore assoluto risultano pari a  $16 \text{ N}$  e  $11 \text{ N}$ . Si tratta quindi di sollecitazioni relativamente basse e ampiamente all'interno degli ammissibili meccanici del materiale; anche i momenti flettenti sono al di sotto delle soglie critiche per l'incollaggio individuate per le singole celle nel paragrafo 2.4.

Inoltre si può osservare che l'aggiunta di una centina (con conseguente riduzione dello spessore dei legamenti nella struttura), a parità di deflessione globale porta ad avere sforzi e momenti più bassi rispetto alla configurazione a 3 centine. Questi risultati sono riassunti nella Tabella 3.9.

<b>Ammissibili</b>		
Sforzo tangenziale	$638.95 \text{ MPa}$	
Flusso di momento	$51.67 \text{ N}$	
<b>Configurazione a 3 centine</b>		
Sforzo tangenziale	$273.78 \text{ MPa}$	✓
Flusso di momento	$16.15 \text{ N}$	✓
<b>Configurazione a 4 centine</b>		
Sforzo tangenziale	$254.08 \text{ MPa}$	✓
Flusso di momento	$10.43 \text{ N}$	✓

Tabella 3.9: Riassunto di sforzi e momenti per il modello del dimostratore

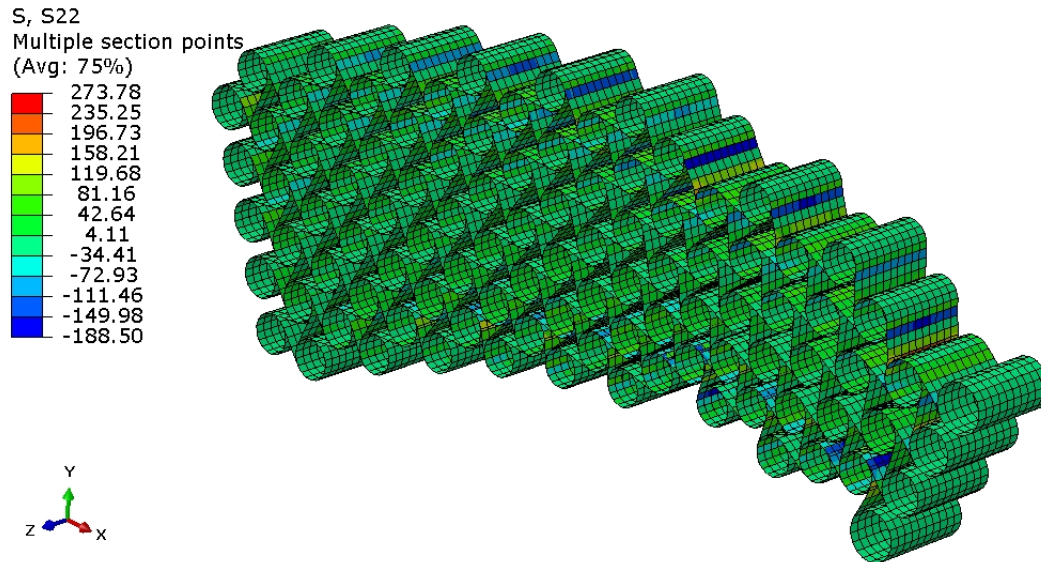


Figura 3.34: Distribuzione di sforzi tangenziali per la centina centrale del dimostratore a 3 centine

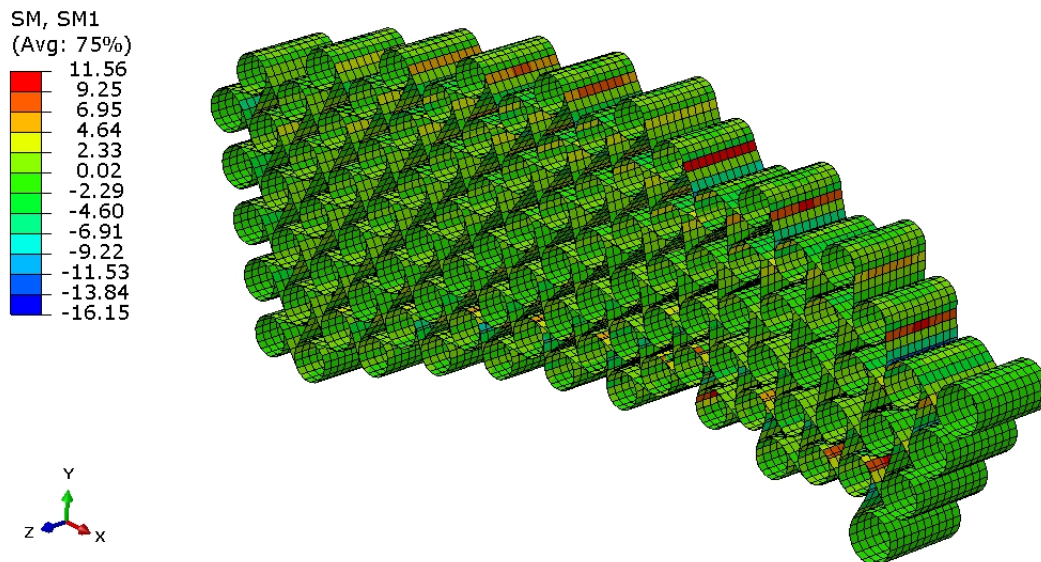


Figura 3.35: Distribuzione di momento flettente per la centina centrale del dimostratore a 3 centine

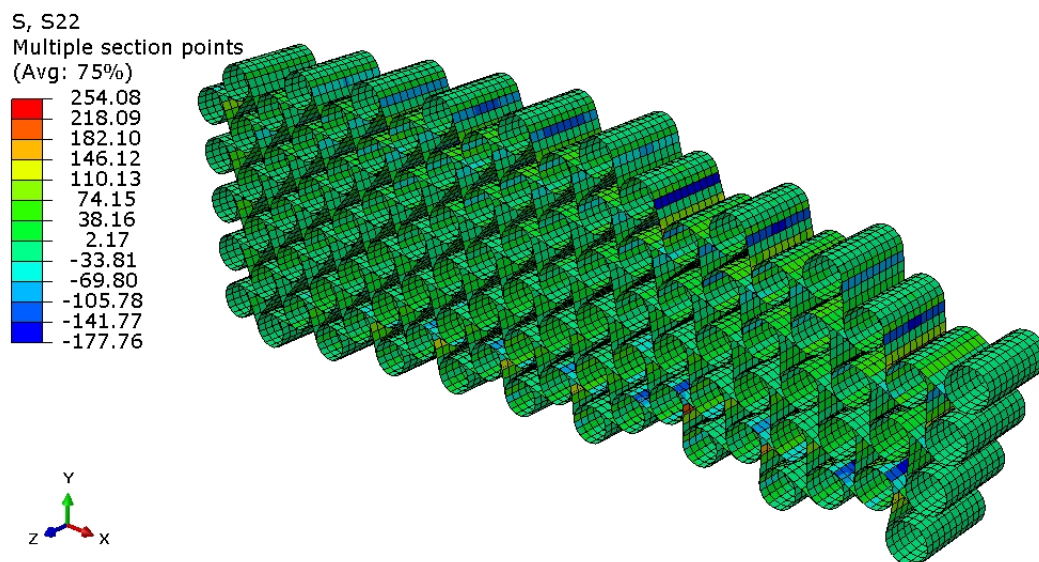


Figura 3.36: Distribuzione di sforzi tangenziali per una centina centrale del dimostratore a 4 centine

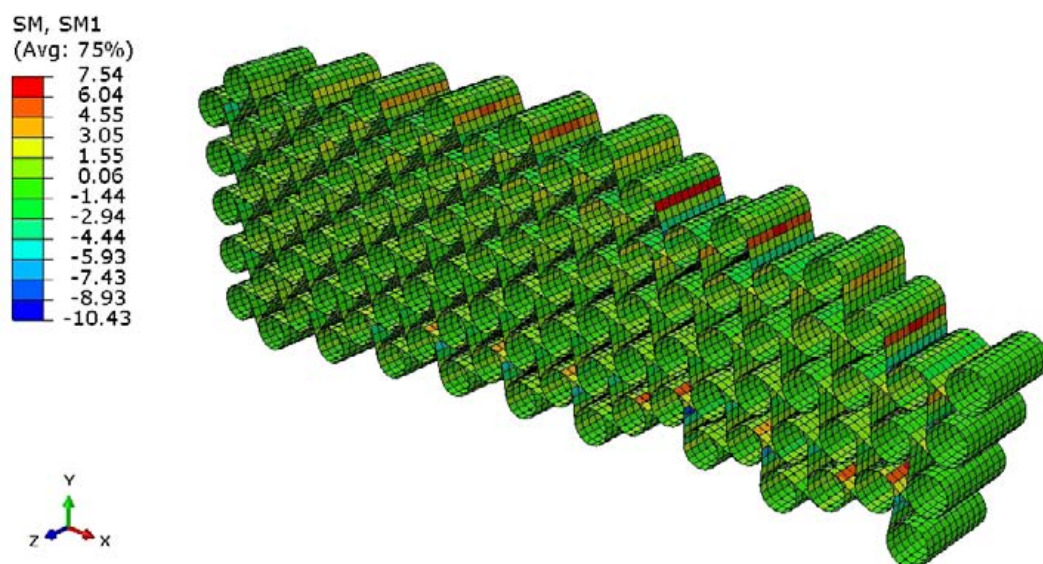


Figura 3.37: Distribuzione di momento flettente per una centina centrale del dimostratore a 4 centine



# Capitolo 4

## Studi di ottimizzazione della centina

### 4.1 Obiettivi dell'ottimizzazione

Le analisi effettuate sul modello del dimostratore hanno evidenziato che la maggior parte delle sollecitazioni si concentra nei legamenti più esterni della centina, mentre la parte interna della struttura rimane relativamente scarica. Come ulteriore sviluppo del progetto si desidera vagliare la possibilità di ottimizzare gli spessori dei legamenti in modo tale che il flusso di momento massimo si riduca e che il carico sia ripartito in maniera più omogenea. Inoltre è opportuno considerare anche la problematica del peso della struttura ed indagare eventuali modifiche da apportare alla distribuzione di spessore per minimizzarlo.

### 4.2 Metodi per l'ottimizzazione strutturale

Un generico problema di ottimizzazione vincolata può essere descritto dalle seguenti espressioni:

$$\begin{cases} \min f(\mathbf{x}) & \mathbf{x} \in \mathbb{R}^n \\ A\mathbf{x} < b \\ \overline{A}\mathbf{x} = \overline{b} \end{cases}$$

dove  $f(\mathbf{x})$  costituisce la funzione obiettivo da minimizzare dipendente dalle variabili di progetto  $\mathbf{x}$ , che rappresentano alcune caratteristiche della struttura definite a priori; la seconda e la terza equazione indicano i vincoli di uguaglianza e/o disuguaglianza imposti ai parametri di progetto. I metodi di ottimizzazione presi in considerazione per l'applicazione in esame sono brevemente illustrati nel seguito.

**Simplex (Nelder-Mead)** Questo metodo utilizza il concetto del semplice, ovvero uno speciale politopo a  $N+1$  vertici in  $N$  dimensioni (nel caso piano si tratta di un triangolo, mentre nel tridimensionale è un tetraedro). Il metodo richiede dei punti di partenza (*guess*) che costituiscono i vertici del primo semplice (devono perciò essere  $N+1$  dove  $N$  è il numero di variabili di progetto), in cui viene valutata la funzione obiettivo. Dopo aver determinato il miglior risultato, il metodo procede a sostituire il punto che fornisce la risposta peggiore con un altro, riflesso rispetto al centroide degli altri  $N$  punti (*step* di riflessione, Figura 4.1b). Se il valore dell'obiettivo tende a migliorare l'algoritmo procede lungo questa direzione (*step* di estensione, Figura 4.1c), altrimenti il semplice viene ridotto (*step* di contrazione, Figura 4.1d).

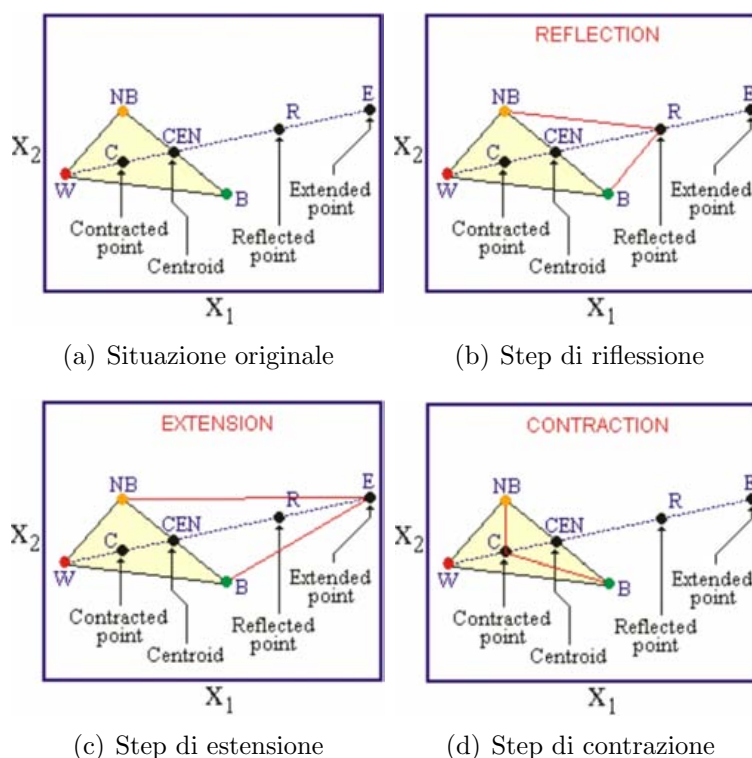


Figura 4.1: Schematizzazione del metodo di ottimizzazione Simplex (Nelder-Mead)

Il metodo si arresta quando la differenza tra due valutazioni successive della funzione obiettivo è inferiore ad una certa tolleranza stabilita a priori. Va precisato che questa tecnica necessita di una buona scelta del semplice iniziale, che deve essere sufficientemente esteso per evitare di innescare una ricerca troppo localizzata e far così bloccare il procedimento; inoltre se la funzione obiettivo presenta molti minimi locali può non dare risultati soddisfacenti. Nonostante ciò il metodo di Nelder-Mead è piuttosto robusto



e presenta il vantaggio di non richiedere il calcolo delle derivate, fatto che riduce significativamente i tempi computazionali.

**Metodi del Gradiente** Questi metodi di ottimizzazione si basano sulla determinazione del punto in cui il gradiente della funzione obiettivo si annulla e contemporaneamente la matrice Hessiana, che indica la curvatura, risulta definita positiva. I vincoli, di uguaglianza e disuguaglianza, vengono imposti con la tecnica dei moltiplicatori di Lagrange.

$$\begin{cases} \min \Phi(\mathbf{x}) & \mathbf{x} \in \mathbb{R}^n \\ \Phi(\mathbf{x}) = f(\mathbf{x}) + \lambda^T (\bar{A}\mathbf{x} - \bar{b}) + \lambda_e^T (A\mathbf{x} - b) \end{cases}$$

La principale differenza fra i diversi metodi basati sul gradiente consiste nella scelta della direzione da seguire durante la ricerca del minimo; anche in questo caso esiste il rischio che l'algoritmo converga ad una soluzione di minimo locale quando la funzione obiettivo ne presenta molti. A tal proposito la scelta del punto di partenza riveste una grande importanza e potrebbe essere necessario eseguire più cicli di ottimizzazione partendo da punti diversi per avere una valutazione relativa all'affidabilità del punto di minimo ottenuto.

Per le analisi effettuate e illustrate in questo Capitolo in linea di massima si sono utilizzati entrambi i metodi, ciascuno con i suoi vantaggi e svantaggi a seconda della situazione e delle esigenze, confrontando poi i risultati ottenuti.

L'impostazione della procedura di calcolo è stata affidata al software Nexus v. 1.1.06 di iChrome Ltd, un ambiente di ottimizzazione numerica in grado di interfacciarsi in maniera molto flessibile con altri programmi esterni, come ad esempio Abaqus e MATLAB.

## 4.3 Modello per l'ottimizzazione

In questa sezione si illustrano i modelli e le metodologie di calcolo di cui si è fatto uso per impostare la procedura di ottimizzazione nei vari casi e per diversi scopi.

### 4.3.1 Configurazione di riferimento

La configurazione di partenza è relativa ad una singola centina da 50 mm di larghezza caricata con metà del carico complessivo agente sul dimostratore (per replicare la situazione in cui il rivestimento raccoglie il carico competente alla zona d'influenza della centina); per raggiungere un valore di deflessione vicino a quello di riferimento si sono utilizzati spessori dei legamenti pari a 0.7

$mm$  (questo incremento rispetto alla soluzione ottenuta con il modello globale è dovuto al fatto che il rivestimento, essendo meno esteso in apertura, non collabora alla rigidezza della struttura in maniera ugualmente significativa).

Si è quindi di fatto applicato un fattore di correzione degli effetti del rivestimento  $K_t$  sugli spessori, pari a circa 0.86 per il caso a 3 centine e uguale a 0.71 per le 4 centine (Tabella 4.1); adottando questo approccio generale è stato poi possibile riportare le soluzioni ottenute dagli studi di ottimizzazione sulla centina di riferimento alla configurazione effettiva inserita nel dimostratore, in entrambi i casi a 3 e a 4 centine, determinando gli spessori tramite il fattore di correzione opportuno.

	$t$ [mm]	$K_t$
Riferimento	0.7	
3 centine	0.6	0.857
4 centine	0.5	0.714

Tabella 4.1: Fattori di correzione per gli effetti del rivestimento per la centina di riferimento

I parametri della situazione di riferimento sono riportati in Tabella 4.2 insieme ai risultati dell'analisi ad elementi finiti, illustrata anche in Figura 4.2. Si può notare come sia gli sforzi che il momento flettente siano concentrati quasi esclusivamente sui legamenti esterni della centina, in particolare nella zona posteriore, lasciando la parte interna quasi scarica.

<b>Parametri di progetto</b>	
Spessore legamenti	0.7 mm
Spessore cilindri	0.6 mm
<b>Risultati</b>	
Deflessione massima	20.65 mm
Sforzo tangenziale massimo	332.86 MPa
Flusso di momento massimo	26.54 N
Peso	0.5395 kg

Tabella 4.2: Configurazione di riferimento per la centina

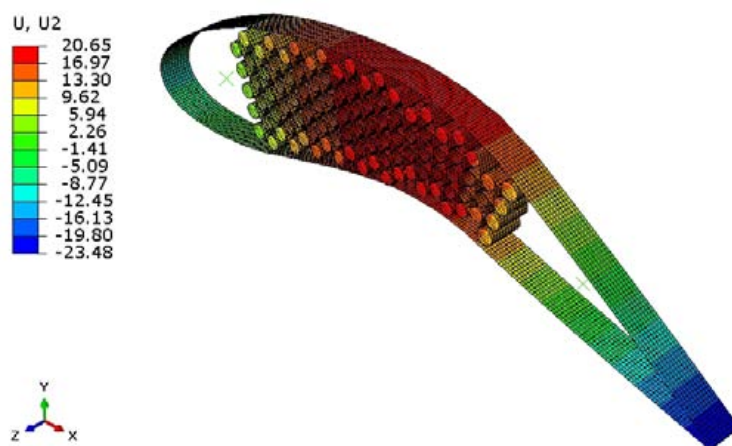
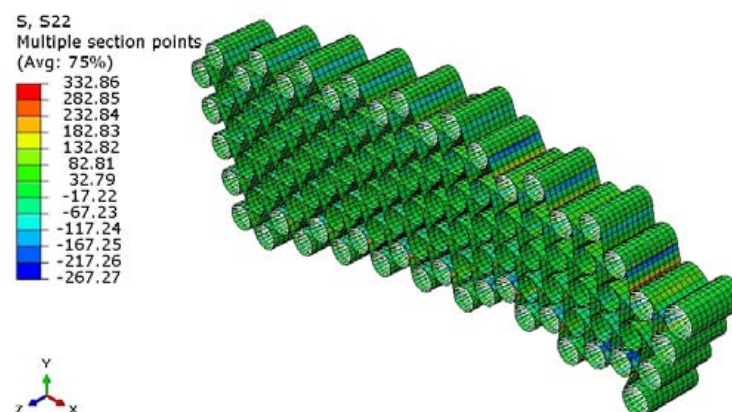
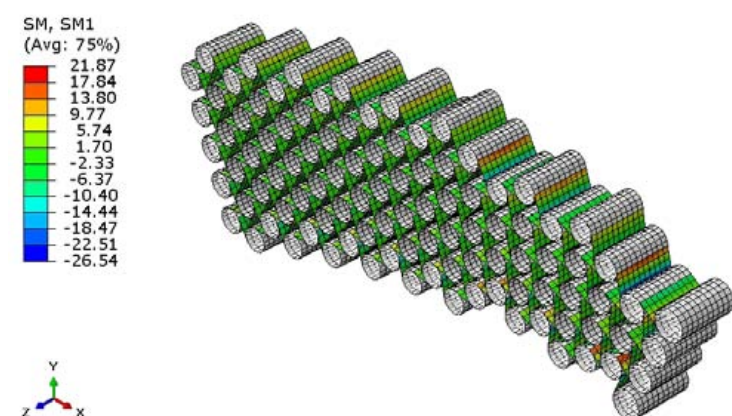
(a) Spostamento verticale  $mm$ (b) Sforzo tangenziale  $MPa$ (c) Flusso di momento  $N$ 

Figura 4.2: Configurazione di riferimento per la centina isolata

### 4.3.2 Parametrizzazione del modello numerico

La prima operazione è stata la suddivisione della centina in opportune zone, creando dei *set* di elementi che contenessero i legamenti interessati in ciascuna area prescelta. Come approccio preliminare si è optato per individuare tre zone principali: legamenti esterni (che comprendono anche le parti anteriori e posteriori), intermedi e interni (come mostrato in Figura 4.3). Tale scelta è il risultato di un compromesso tra considerazioni strutturali sulle concentrazioni di sforzo/momento e la necessità di limitare il numero di variabili di progetto nel processo di ottimizzazione. Infatti, anche se numericamente fosse possibile definire parametri di spessore locali (legamento per legamento, ad esempio), la soluzione complicherebbe ulteriormente la realizzazione della centina dal punto di vista tecnologico.

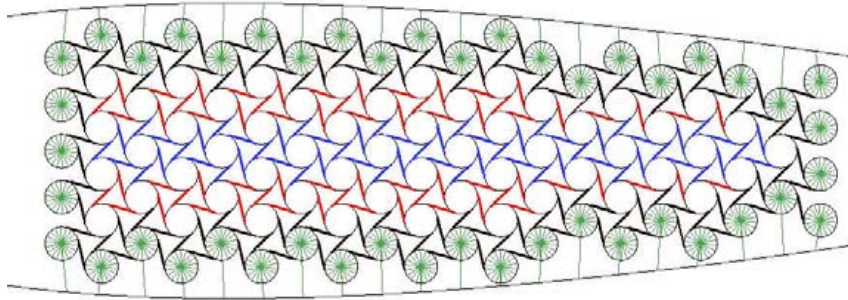


Figura 4.3: Suddivisione della centina in zone

La scelta dei metodi di ottimizzazione del semplice e del gradiente comporta necessariamente l'adozione di variabili continue; per comodità nella definizione del modello si usa un numero di lamine fisso e si varia lo spessore della singola lamina. Naturalmente le configurazioni ottenute non saranno fisicamente realizzabili, tuttavia lo studio indicherà le linee guida per la distribuzione degli spessori. Va anche tenuto in considerazione che, avendo osservato come le prestazioni di rigidezza degli elementi chirali dipendano soprattutto dalla flessione, l'ottenimento di una determinata rigidezza flessionale potrà essere raggiunto variando la sequenza di laminazione.

Le variabili di progetto scelte per l'ottimizzazione sono quindi gli spessori totali dei legamenti compresi nelle tre zone. È stato definito un *range* di variazione compreso tra  $0.1\text{ mm}$  e  $1.5\text{ mm}$ , con un valore predefinito pari a  $0.7\text{ mm}$ ; lo spessore in corrispondenza dei cilindri è stato considerato dipendente dallo spessore dei legamenti attraverso un fattore di proporzionalità  $K$ , mantenuto come valore fisso in alcune analisi e considerato come variabi-

le di progetto in altre. Con riferimento alla tecnologia utilizzata e descritta nel paragrafo 2.1, il fattore  $K$  dipende quindi da come vengono rastremati i legamenti; è pari a 2 per legamenti non rastremati, che producono cilindri di spessore doppio rispetto ai legamenti. Un sommario dei parametri del modello definiti per le analisi è riportato nella Tabella 4.3.

		Min	Max
$t_A$	Spessore legamenti esterni	0.1 mm	1.5 mm
$t_B$	Spessore legamenti intermedi	0.1 mm	1.5 mm
$t_C$	Spessore legamenti interni	0.1 mm	1.5 mm
$K$	Fattore di proporzionalità	0.7	1.5

Tabella 4.3: Parametri del modello

La tipologia di sequenza di laminazione è stata mantenuta invariata rispetto alla configurazione originaria, che prevede la realizzazione di laminati *cross-ply* con fibre di rinforzo orientate a  $0^\circ/90^\circ$  ottenuti mediante la laminazione di pre-impregnati di tessuto a  $0^\circ$ .

### 4.3.3 Funzioni obiettivo e vincoli

Per quanto riguarda la scelta delle grandezze da valutare in uscita al processo, si sono definiti degli indicatori rappresentativi dello stato di sforzo e della deformazione della struttura.

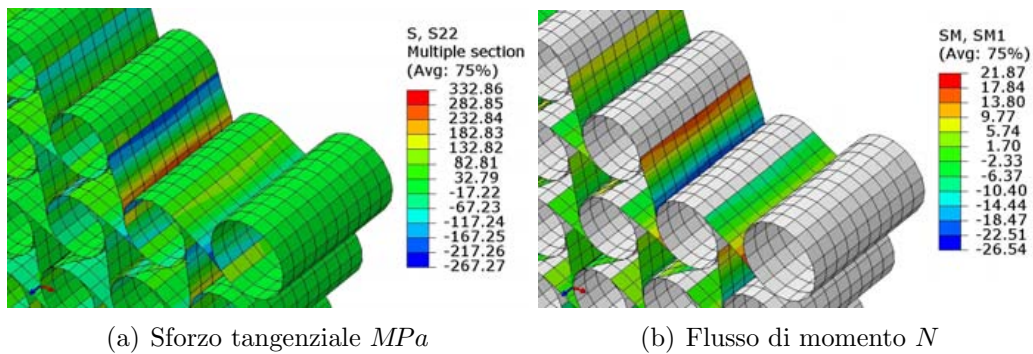


Figura 4.4: Particolare del legamento più caricato della centina

In particolare, sia per gli sforzi tangenziali che per il flusso di momento flettente è stata considerata la media dei primi dieci valori massimi relativi ai legamenti della struttura chirale; tale scelta deriva dal fatto che il modello è costituito da 10 elementi in apertura e questa valutazione di fatto fornisce il

valore medio della grandezza in esame sul legamento più caricato (Figura 4.4). Poiché i *set* di elementi per l'ottimizzazione sono stati scelti simmetricamente all'interno della centina, è stato sufficiente considerare il valore assoluto degli sforzi e dei flussi di momento agenti sui legamenti; infatti questa scelta fa sì che non vi sia differenza nella risposta ad una raffica verso l'alto e verso il basso e non occorre distinguere tra zone in trazione e compressione.

Per la deflessione è stato creato un *set* comprendente i nodi del rivestimento collegati ai cilindri esterni della centina chirale (Figura 4.5) e come indicatore è stato scelto semplicemente il massimo spostamento verticale all'interno di questo *set* di nodi.

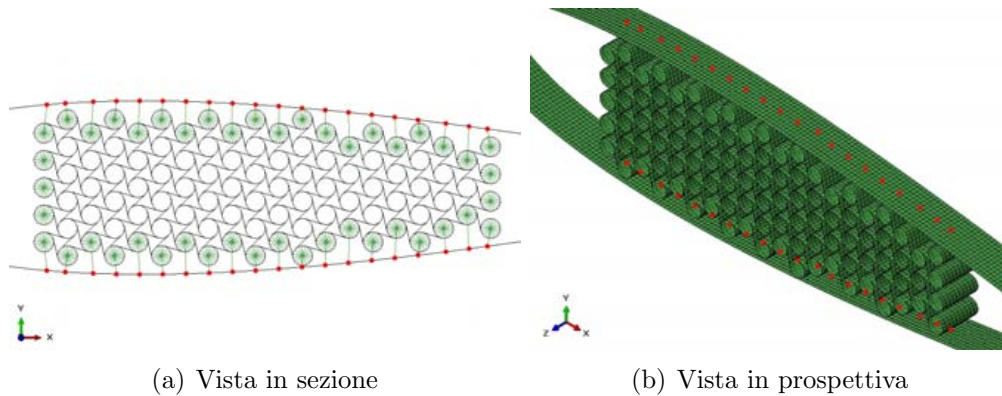


Figura 4.5: Punti di controllo per la deflessione della centina

Infine è stato opportuno inserire una valutazione del peso strutturale di nodi e legamenti, in vista della futura ottimizzazione. Il calcolo viene effettuato da uno *script* MATLAB che richiede in ingresso gli spessori dei legamenti e dei cilindri; nota la densità del materiale utilizzato, il codice restituisce in uscita il peso complessivo della centina (Figura 4.6).

#### 4.3.4 Organizzazione della procedura

Per avvalersi degli strumenti messi a disposizione dal software Nexus è stato necessario modificare il file di definizione del modello Abaqus in modo che fosse descritto da alcuni specifici parametri di progetto e preparare degli *script* che consentissero a Nexus di comunicare con l'esterno.

Il procedimento di analisi e valutazione dei risultati è stato impostato all'interno del *framework* di Nexus facendo uso di funzioni atte a richiamare comandi MATLAB e Abaqus facendoli interagire; lo schema organizzativo dei calcoli è illustrato in Figura 4.7, mentre il diagramma di flusso definito all'interno di Nexus è riportato in Figura 4.8.

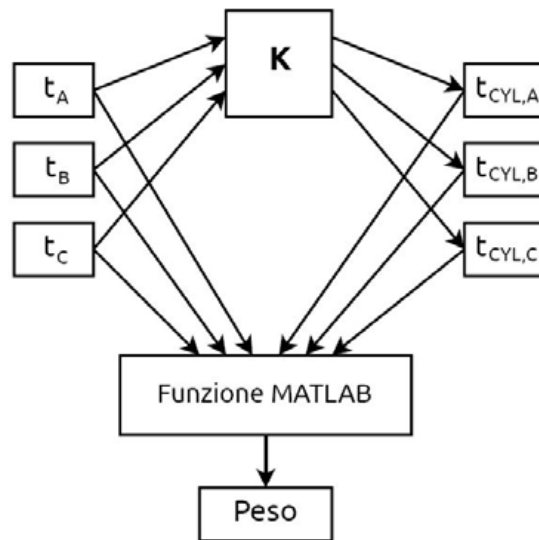


Figura 4.6: Schema per il calcolo del peso strutturale

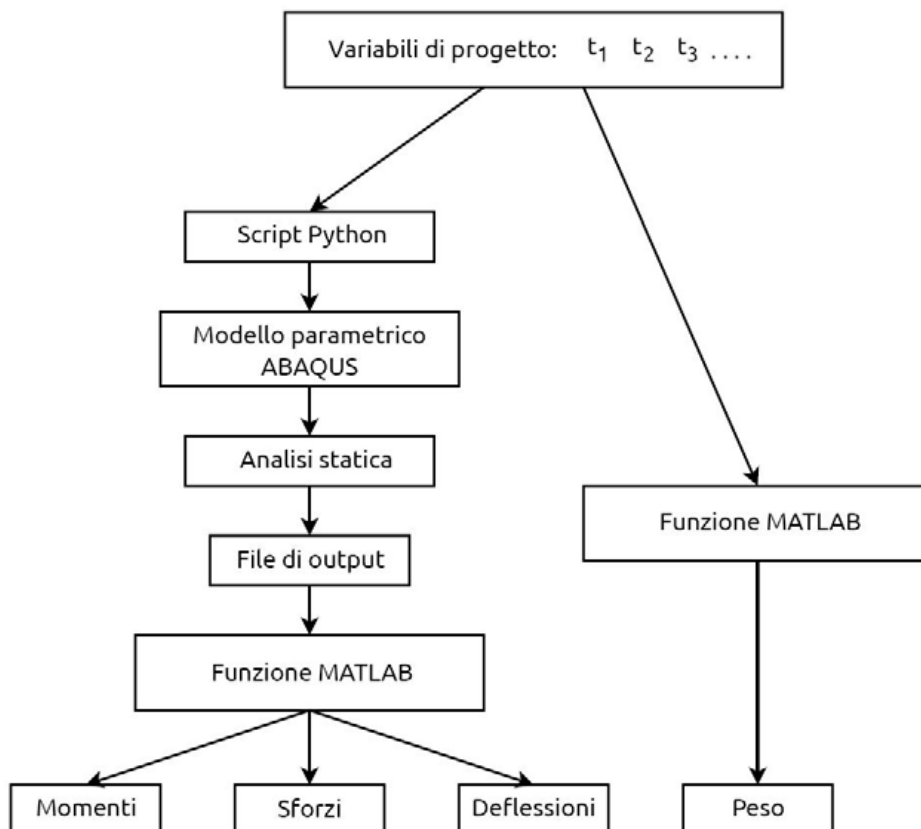


Figura 4.7: Schema organizzativo per l'ottimizzazione

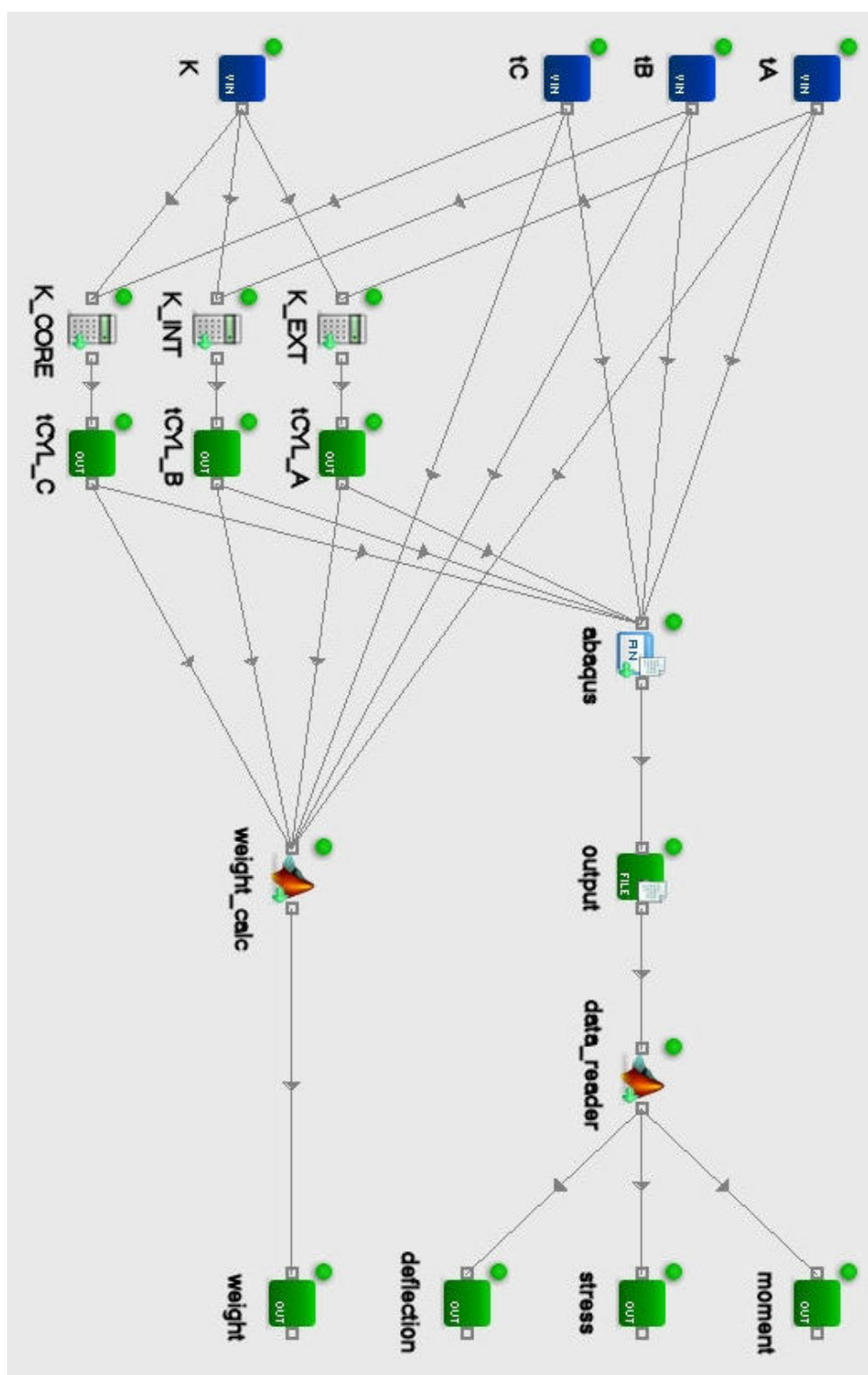


Figura 4.8: Diagramma di flusso di Nexus



Le variabili di progetto, definite come illustrato poco sopra, sono inserite all'interno del modello Abaqus, modificato in modo da contenere dei parametri simbolici in corrispondenza degli spessori delle lamine. La sostituzione delle variabili nel file di input parametrico Abaqus avviene tramite uno *script* Python che cerca nel file i campi desiderati e riscrive al loro posto i valori delle variabili di progetto per la valutazione in corso.

A questo punto viene lanciata l'analisi statica lineare di Abaqus, che produce come risultato un file dati contenente tutti gli *output* richiesti per il modello; in questo caso si tratta degli sforzi tangenziali, dei flussi di momento flettente su tutti i legamenti della centina e degli spostamenti verticali dei nodi di interesse. Come definito nella procedura, Nexus provvede a passare il percorso di tale file, sotto forma di stringa, ad una funzione MATLAB che ha il compito di scorrere il testo ed estrarre i valori desiderati.

## 4.4 Superfici di risposta

Prima di avviare le vere e proprie ottimizzazioni è stato opportuno indagare il comportamento del sistema al variare dei parametri di progetto tramite il metodo delle superfici di risposta. La costruzione di tali superfici richiede che sia prima effettuato un *Design of Experiment*, ovvero uno studio di sensitività della soluzione per diverse combinazioni dei parametri in ingresso; le grandezze di ingresso e uscita per questa operazione sono riportate nella Tabella 4.4. I punti per le valutazioni sono stati allocati con la tecnica del *Latin Hypercube*, un metodo statistico in grado di generare una distribuzione plausibile di valori all'interno di uno spazio multidimensionale.

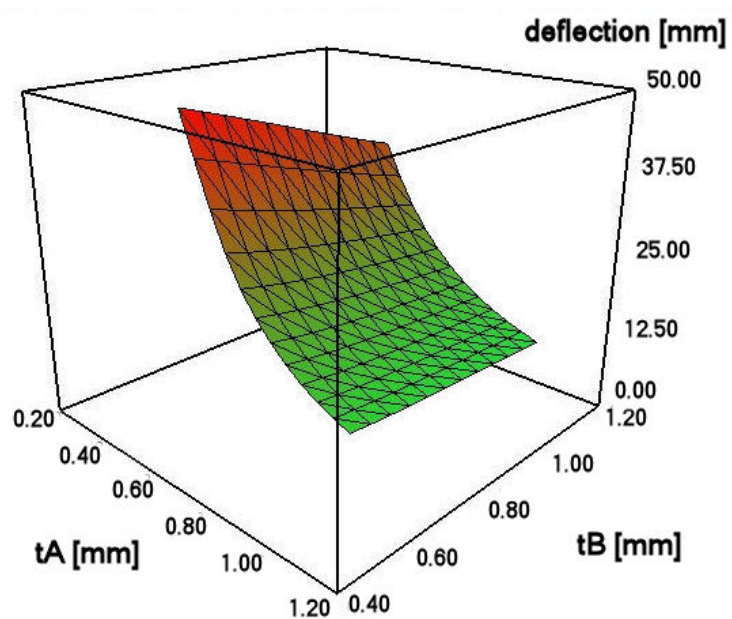
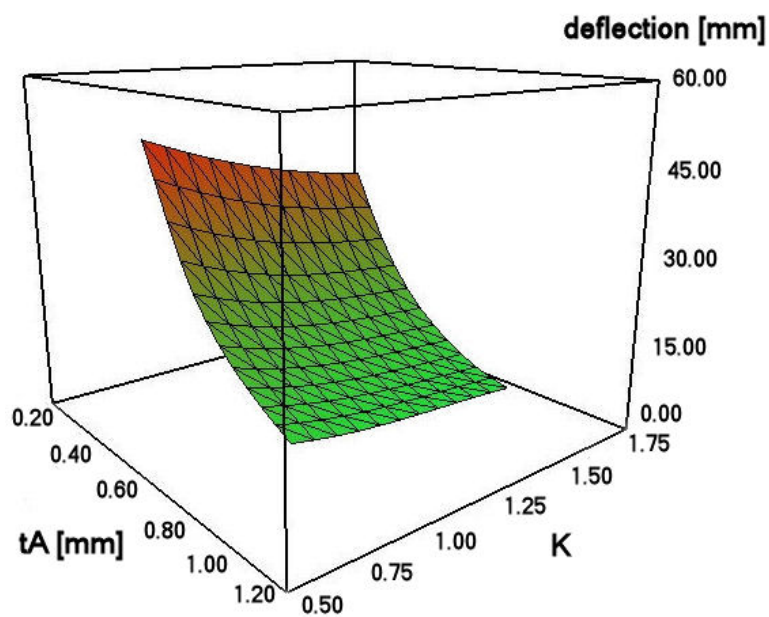
Ingressi		
	Min	Max
$t_A$ [mm]	0.1	1.5
$t_B$ [mm]	0.1	1.5
$t_C$ [mm]	0.1	1.5
$K$	0.8	1.5
Uscite		
Deflessione [mm]		
Sforzo tangenziale [MPa]		
Flusso di momento [N]		
Peso [kg]		

Tabella 4.4: Ingressi e uscite per *Design of Experiment*

Una volta completato un ragionevole numero di analisi (in questo caso ne sono state eseguite 100 per ciascuna configurazione) si ottiene un insieme di dati che, opportunamente interpolato attraverso un sistema di funzioni di forma, definisce una superficie di risposta, che è in effetti una ipersuperficie nello spazio a  $N$  dimensioni, dove  $N$  è il risultato della somma  $n_{input} + n_{output}$ . “Sezionando” questo spazio si ottengono diverse rappresentazioni tridimensionali della superficie di risposta, che mostrano l’andamento di una grandezza rispetto ad altre due, fissando le restanti variabili.

Nelle Figure 4.9 e 4.10 è rappresentato l’andamento della deflessione massima al variare dei parametri  $t_A$ ,  $t_B$  e  $K$ , fissando di conseguenza lo spessore della zona interna  $t_C$  (si ricorda che il fattore  $K$  è il rapporto tra lo spessore in corrispondenza dei cilindri e lo spessore dei legamenti). L’aumento degli spessori  $t_A$  e  $t_B$  corrisponde ad un incremento della rigidità della struttura e causa quindi una riduzione dello spostamenti verticale del profilo. È importante notare come l’influenza di  $t_A$  sia decisamente più marcata rispetto a quella di  $t_B$ ; il fenomeno è facilmente giustificabile dal fatto che i legamenti esterni sono più distanti dall’ipotetico asse della struttura, assimilabile ad una trave in flessione, e contribuiscono quindi maggiormente alla sua rigidità. Discorso differente è quello che riguarda il peso del fattore di proporzionalità  $K$ ; in questo caso la spiegazione consiste nel rilevare che la rigidità delle celle chirali deriva principalmente dal meccanismo di flessione dei legamenti, mentre i cilindri partecipano in maniera meno sostanziale. È interessante comunque notare che lo spessore dei cilindri ha una influenza non completamente trascurabile sulla deflessione, particolarmente per piccoli valori di  $t_A$ .

La Figura 4.11 illustra l’andamento del flusso di momento flettente massimo al variare dei parametri di progetto  $t_A$  e  $t_B$ , ovvero gli spessori dei legamenti nelle zone esterne e intermedie della centina, avendo fissato lo spessore dei legamenti interni  $t_C$  a  $0.7\text{ mm}$  e il fattore  $K$  a 1.5. Il momento flettente decresce drasticamente con  $t_B$  se  $t_A$  è molto piccolo ma, per tali valori, si è visto che la deflessione è molto lontana dal valore obiettivo (vedere Figure 4.9 e 4.10). Una spiegazione di questo fatto è che, se lo spessore dei legamenti esterni si riduce, la rigidità diminuisce e il carico è in grado di entrare più facilmente e distribuirsi meglio all’interno della struttura. Il parametro  $t_B$  a sua volta assume importanza solo quando lo spessore  $t_A$  è molto piccolo, viceversa il suo contributo ai fini del momento flettente è decisamente ridotto.

Figura 4.9: Andamento della deflessione massima al variare di  $t_A$  e  $t_B$ Figura 4.10: Andamento della deflessione massima al variare di  $t_A$  e  $K$

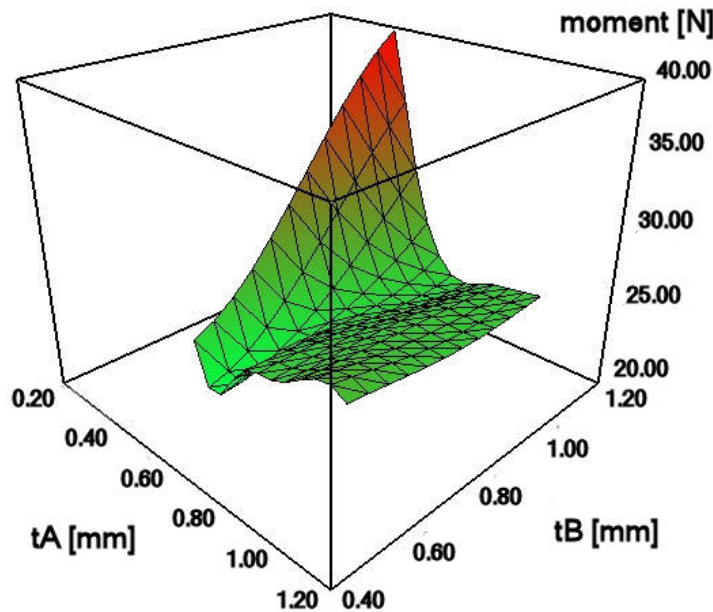
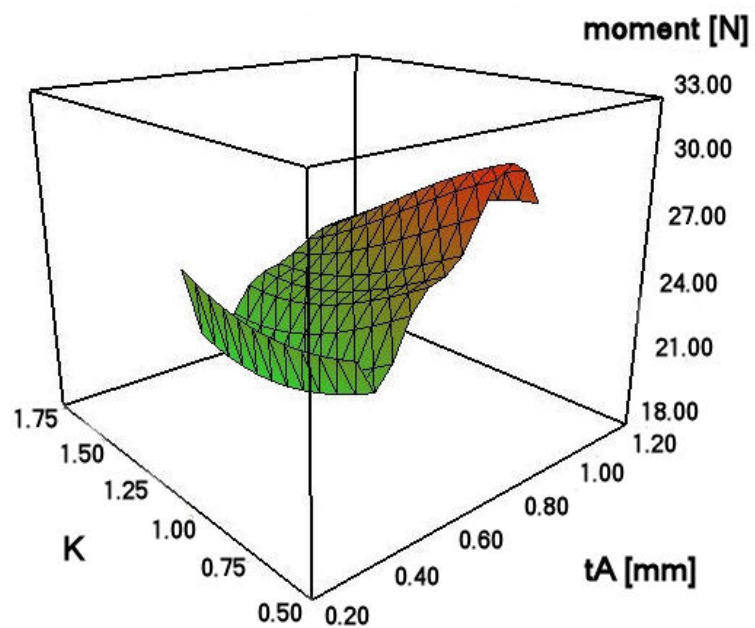
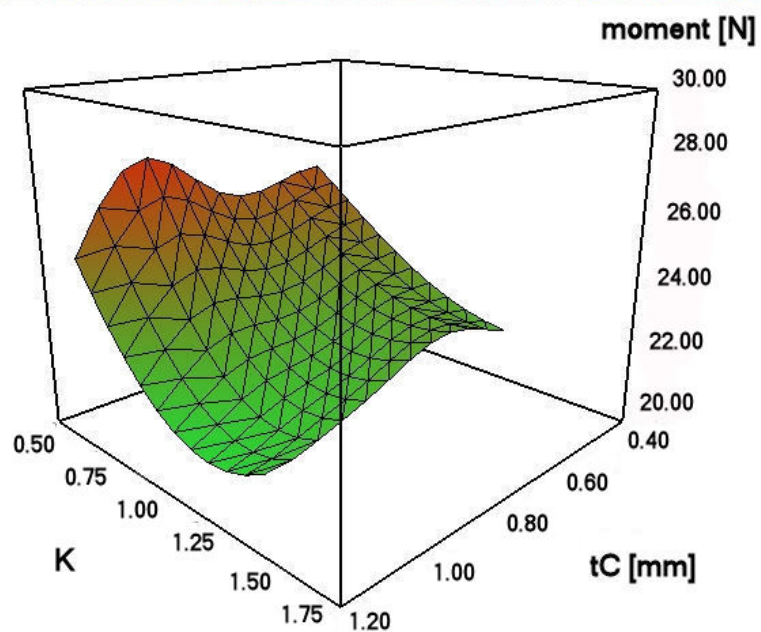


Figura 4.11: Andamento del momento flettente massimo al variare di  $t_A$  e  $t_B$

In Figura 4.12 è mostrata la variazione del flusso di momento flettente massimo con i parametri  $t_A$  e  $K$ , mantenendo  $t_B$  e  $t_C$  fissi a  $0.7 \text{ mm}$ . Si può notare che l'incremento di  $t_A$  oltre valori di  $0.2\text{-}0.3 \text{ mm}$  porta coerentemente ad un aumento del momento flettente, dato che provoca un'amplificazione della rigidità nella zona esterna della centina. E' anche interessante osservare che, per un valore di  $t_A$  fissato, l'aumento del fattore  $K$  (quindi dello spessore dei cilindri rispetto ai legamenti) causa una riduzione del momento flettente. Nell'ottica di una minimizzazione del momento flettente la strada maestra per raggiungere l'obiettivo sembra quindi essere la riduzione degli spessori esterni; non bisogna però dimenticare che tale riduzione è limitata dal vincolo sulla deflessione, che dipende fortemente dalla rigidità della zona esterna della centina, come mostrato poco sopra.

Le Figure 4.13 e 4.14 illustrano l'influenza del parametro  $t_C$  su momento flettente e deflessione, avendo bloccato gli spessori delle zone esterne e intermedie al valore di  $0.7 \text{ mm}$ . Si può rilevare che, per  $K$  fissato, l'effetto di  $t_C$  sia sul momento flettente che sulla deflessione massima è abbastanza lieve; ne consegue che per ottenere variazioni significative su tali grandezze è necessario aumentare (o ridurre) di molto gli spessori della parte interna, che trovandosi così vicini all'asse della struttura contribuiscono in maniera meno decisiva alla rigidità globale.

Figura 4.12: Andamento del momento flettente massimo al variare di  $t_A$  e  $K$ Figura 4.13: Andamento del momento flettente massimo al variare di  $t_C$  e  $K$

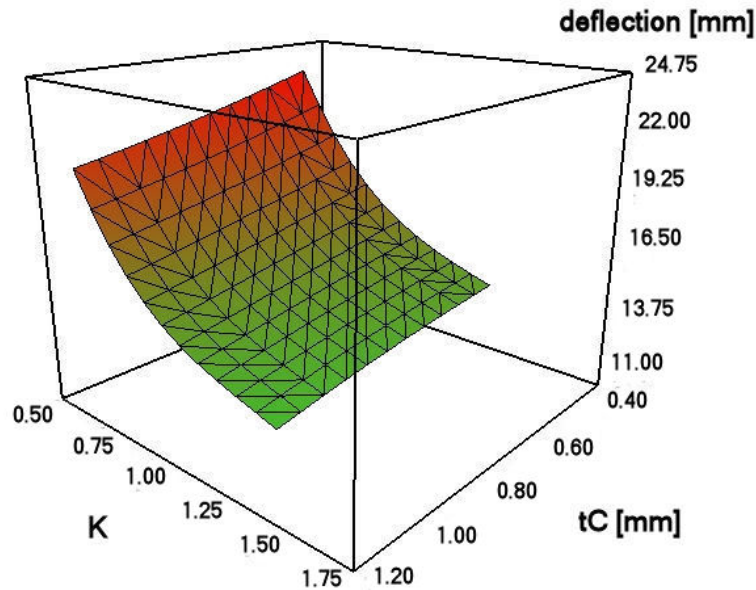


Figura 4.14: Andamento della deflessione massima al variare di  $t_C$  e  $K$

## 4.5 Minimizzazione del momento flettente

Il primo obiettivo considerato per la procedura di ottimizzazione è consistito nel determinare una configurazione della centina tale da ridurre il più possibile il flusso di momento flettente sui legamenti e, permettendo al carico di trasmettersi efficacemente a tutta la struttura, uniformare così le sollecitazioni all'interno della centina.

Gli obiettivi e i vincoli definiti per questa analisi sono riportati nella Tabella 4.5 insieme alle variabili di progetto. Si noti che il requisito sulla deflessione è stato posto come vincolo di disequaglianza piuttosto che come valore obiettivo, in quanto da studi preliminari è risultato che deflessione e momento flettente hanno tendenze contrastanti. Infatti per minimizzare il momento flettente l'operazione da compiere è quella di ridurre lo spessore dei legamenti nella zona esterna della centina (che essendo lontana dall'asse della struttura ha una grande influenza sulla rigidità complessiva), fatto che porta ad ottenere un aumento della deflessione globale.

Le ottimizzazioni sono state eseguite per diversi valori del fattore di proporzionalità  $K$  allo scopo di indagare gli effetti del *drop-off* sulle prestazioni della centina; nonostante la rigidità della struttura sia legata soprattutto al meccanismo di flessione dei legamenti (e quindi al loro spessore), durante gli studi sulle celle chirali i cilindri hanno comunque dimostrato di assumere una certa importanza.

<b>Variabili di progetto</b>		
	Min	Max
$t_A$ [mm]	0.1	1.5
$t_B$ [mm]	0.1	1.5
$t_C$ [mm]	0.1	1.5
$K$	Fissato: 0.9 - 1.2 - 1.5	
<b>Vincoli</b>		
Deflessione	< 21.5 mm	
Sforzo tangenziale	< 630 MPa	
<b>Obiettivi</b>		
Flusso di momento	Minimizzare	

Tabella 4.5: Variabili, obiettivi e vincoli per la minimizzazione del flusso di momento

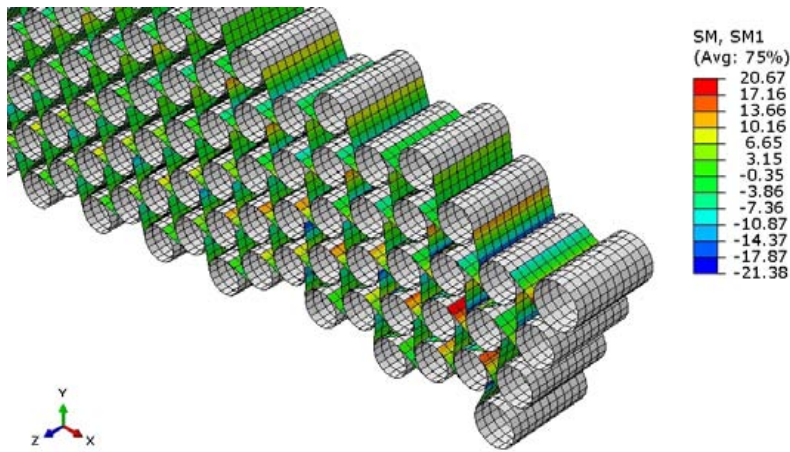
	#1	#2	#3	#4	#5
	Simplex			Gradiente	
$t_A$ [mm]	0.68	0.6	0.57	0.58	0.59
$t_B$ [mm]	0.72	0.94	0.91	1.02	0.85
$t_C$ [mm]	1.38	1.15	1.05	1.219	0.79
$K$	0.9	1.2	1.5	0.9	1.5
$U_y$ [mm]	18.57	19.13	20.67	21.5	21.5
$\tau$ [MPa]	296.12	361.46	391.08	393.22	379.14
Peso [kg]	0.6893	0.7836	0.8543	0.6862	0.7733
$M$ [N]	<b>23.06</b>	<b>21.83</b>	<b>21.31</b>	<b>22.37</b>	<b>21.9</b>

Tabella 4.6: Risultati della minimizzazione del momento flettente

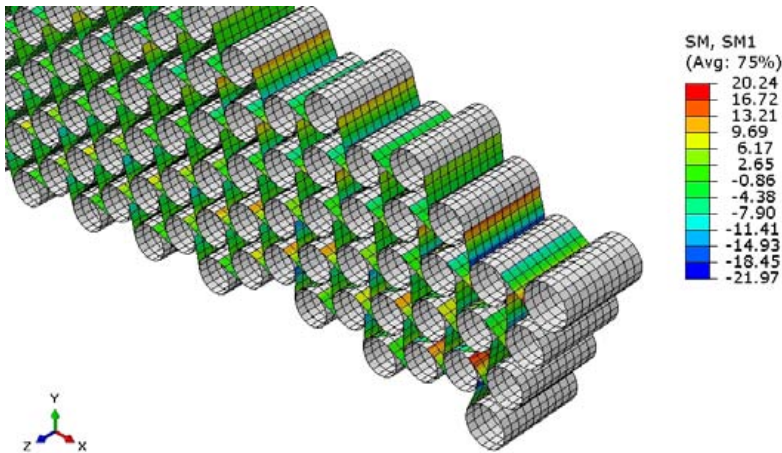
Come si vede in Tabella 4.6 la soluzione migliore è la #3 (Figura 4.15a), che consente di raggiungere un flusso di momento massimo pari a 21.31 N (circa del 20% più basso rispetto a quello di riferimento), sebbene la deflessione non sia tuttavia identica a quella obiettivo. La soluzione #5 (Figura 4.15b) permette invece di saturare il vincolo sullo spostamento verticale, che si assesta esattamente sul valore ottimale ottenuto per il profilo, con un leggero aumento del flusso di momento flettente, che risulta così di poco inferiore ai 22 N. La riduzione percentuale massima del momento flettente rispetto alla configurazione di riferimento è quindi di circa il 19.7%. In tutti i casi lo sforzo tangenziale è notevolmente entro i limiti ammissibili dal materiale.

Le differenze tra i risultati ottenuti con il metodo del semplice e con il gradiente sono un indice del fatto che il problema potrebbe presentare diversi minimi locali; rimane comunque evidente il *trend* secondo il quale  $t_A < t_B < t_C$ , ovvero lo spessore va aumentando man mano che si procede verso la parte interna della centina.

I risultati mostrano quindi una consistente riduzione del momento flettente massimo sui legamenti. E' da osservare, tuttavia, che tale riduzione avviene al prezzo di un significativo aumento del peso strutturale, dovuto principalmente all'adozione di un fattore di proporzionalità  $K$  elevato e quindi ad un incremento sostanziale del contributo alla massa totale da parte dei cilindri.



(a) Soluzione #3 (simplex)



(b) Soluzione #5 (gradiente)

Figura 4.15: Soluzioni ottenute minimizzando il momento flettente



Le immagini evidenziano anche che la riduzione del momento flettente sui legamenti esterni corrisponde ad una maggiore trasmissione delle sollecitazioni all'interno della struttura, che può così contribuire in maniera più uniforme a sopportare il carico; maggiore è la riduzione di momento flettente, migliore è la distribuzione di sforzo nella zona interna.

E' anche interessante notare che i risultati migliori sono stati ottenuti con un fattore di proporzionalità  $K$  pari a 1.5, fatto che conferma l'andamento del momento flettente evidenziato dalle superfici di risposta discusse nel Paragrafo 4.4.

## 4.6 Minimizzazione del peso strutturale

Successivamente alle ottimizzazioni effettuate con lo scopo di minimizzare le sollecitazioni sulla struttura si sono condotte delle indagini sul peso complessivo della centina e sulla possibilità di ridurlo agendo sulla distribuzione di spessore dei legamenti.

Come mostrato nella Tabella 4.7, oltre al solito requisito meccanico sugli sforzi è stato imposto soltanto il vincolo sulla deflessione globale, lasciando perciò libero il flusso di momento flettente, da verificare a posteriori una volta ottenuto il minimo per il peso. Ancora una volta la deflessione è stata inserita come limite superiore, poiché anche in questo caso ci si aspetta che la sua tendenza sia in contrasto con quella del peso. Queste analisi hanno anche lo scopo di verificare qual è la tecnica migliore per tentare di ridurre il peso strutturale e su quali spessori agire di conseguenza.

<b>Variabili di progetto</b>		
	Min	Max
$t_A$ [mm]	0.1	1.5
$t_B$ [mm]	0.1	1.5
$t_C$ [mm]	0.1	1.5
$K$	Fissato: 0.9 - 1.2 - 1.5	
<b>Vincoli</b>		
Deflessione	< 21.5 mm	
Sforzo tangenziale	< 630 MPa	
<b>Obiettivi</b>		
Peso	Minimizzare	

Tabella 4.7: Variabili, obiettivi e vincoli per la minimizzazione del peso strutturale

I risultati delle diverse analisi effettuate sono riportati nella Tabella 4.8 ed evidenziano la tendenza, coerente con le aspettative, a ridurre fortemente gli spessori della parte interna della centina, che collaborano in maniera meno significativa alla rigidità globale, e massimizzare la rigidità aumentando il parametro  $t_A$ .

La soluzione che garantisce il peso minimo è la #4 (ottenuta con il metodo del gradiente, che ancora una volta arriva a saturare completamente il vincolo sulla deflessione), caratterizzata da un fattore di proporzionalità  $K$  pari a 0.9; il guadagno in termini di peso complessivo rispetto alla configurazione di riferimento è di oltre il 20%. Occorre però notare che agendo in questo senso il flusso di momento flettente massimo cresce molto, arrivando quasi a toccare i 50  $N$  (valore comunque inferiore al limite ottenuto per le celle in carbonio), come conseguenza dell'aumento della rigidità dei legamenti più esterni.

	#1	#2	#3	#4	#5	#6
	Simplex			Gradiente		
$t_A$ [mm]	0.82	0.87	0.71	0.87	0.82	0.78
$t_B$ [mm]	0.29	0.18	0.37	0.27	0.24	0.22
$t_C$ [mm]	0.4	0.15	0.18	0.19	0.16	0.14
$K$	0.9	1.2	1.5	0.9	1.2	1.5
$U_y$ [mm]	21.48	21.48	21.37	21.5	21.5	21.5
$\tau$ [MPa]	376.5	400.4	380.1	382.1	396	400.8
$M$ [N]	41.2	49.48	31.25	47.63	43.58	40.32
Peso [kg]	<b>0.448</b>	<b>0.462</b>	<b>0.517</b>	<b>0.421</b>	<b>0.457</b>	<b>0.498</b>

Tabella 4.8: Risultati della minimizzazione del peso strutturale

## 4.7 Configurazione di compromesso

Patendo dai risultati ottenuti con le minimizzazioni di momento flettente e peso strutturale, si è definita una procedura di ottimizzazione mirata a determinare una configurazione per la centina che permettesse una moderata riduzione del momento flettente, rispettando allo stesso tempo il requisito sulla deflessione globale e mantenendo più contenuto possibile il peso strutturale.

Obiettivi e vincoli per questa analisi sono riportati nella Tabella 4.9. In aggiunta ai vincoli su deflessione massima e sforzi tangenziali si è deciso di fissare un valore limite ragionevole per il flusso di momento flettente, tenendo

conto dei risultati osservati nelle altre ottimizzazioni; tale soglia è stata quindi scelta pari a  $23 N$ .

<b>Variabili di progetto</b>		
	Min	Max
$t_A$ [mm]	0.1	1.5
$t_B$ [mm]	0.1	1.5
$t_C$ [mm]	0.1	1.5
$K$	0.8	2
<b>Vincoli</b>		
Deflessione	< 21.5 mm	
Sforzo tangenziale	< 630 MPa	
Flusso di momento	< 23 N	
<b>Obiettivi</b>		
Peso	Minimizzare	

Tabella 4.9: Variabili, obiettivi e vincoli per la configurazione di compromesso

Le soluzioni ottenute, illustrate nella Tabella 4.10, soddisfano tutti i requisiti su deflessione, sforzi e momento flettente, che così facendo risulta ridotto di più del 10% rispetto alla configurazione originaria. Il peso, sebbene ridotto rispetto alla configurazione in cui si è solo minimizzato il momento, non è mai inferiore a quello della centina originale; ciò indica che è impossibile ottenere una riduzione significativa del carico sui legamenti rendendo nel contempo la struttura più leggera. La ragione di ciò, suggerita dall'andamento delle superfici di risposta e confermata dalle precedenti analisi, risiede nel fatto che per ridurre il momento è necessario utilizzare legamenti più sottili nella zona esterna, ma questo deve corrispondere ad un aumento proporzionalmente molto maggiore degli spessori della parte interna per ripristinare la rigidità globale corretta e rispettare il requisito sulla deflessione.

Per entrambe le configurazioni lo spessore  $t_A$  si situa intorno a  $0.6 mm$ , ma mentre il gradiente giunge ad un risultato caratterizzato da un  $t_C$  molto elevato e  $t_B$  simile a  $t_A$ , il semplice trova una soluzione con  $t_B$  molto elevato e la parte interna alleggerita.

In Figura 4.16 sono riportate le visualizzazioni della deformata e della distribuzione di sforzo e momento flettente per la configurazione di compromesso ottenuta con il metodo del gradiente. Si può osservare anche in questo caso che la riduzione del momento flettente massimo sui legamenti esterni favorisce la trasmissione dei carichi alle zone interne della centina.

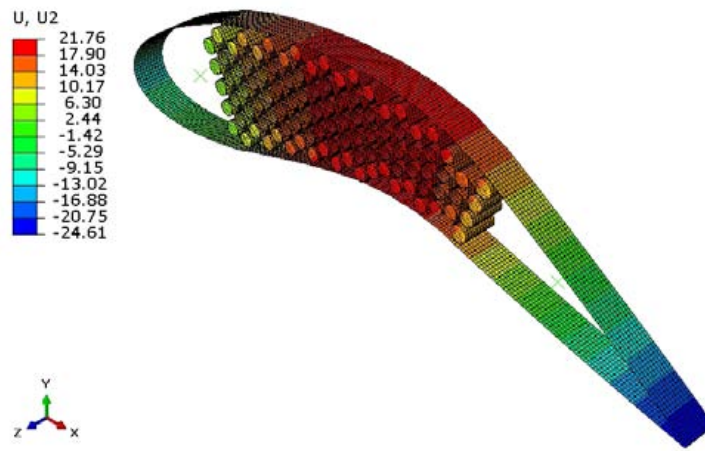
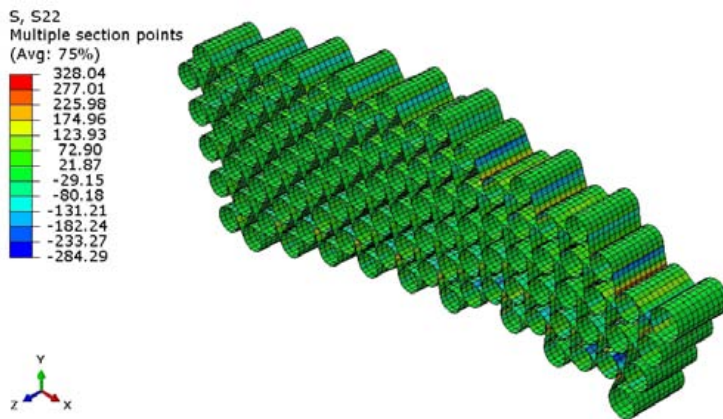
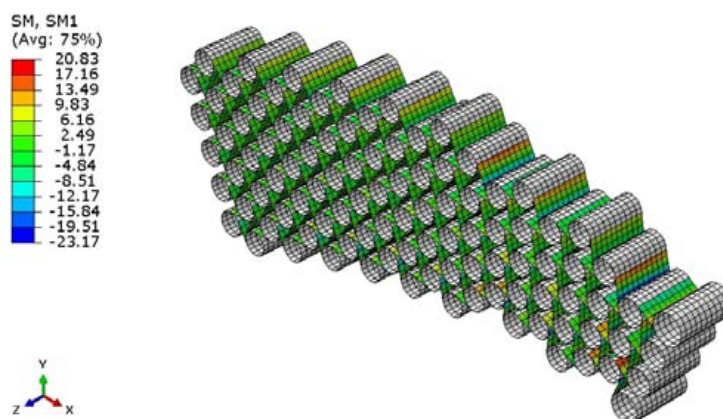
(a) Spostamento verticale  $mm$ (b) Sforzo tangenziale  $MPa$ (c) Flusso di momento  $N$ 

Figura 4.16: Configurazione di compromesso per la centina - visualizzazione risultati

		Gradiente	Simplex
Spessore legamenti esterni	$t_A$	0.66 <i>mm</i>	0.6 <i>mm</i>
Spessore legamenti intermedi	$t_B$	0.6 <i>mm</i>	0.98 <i>mm</i>
Spessore legamenti interni	$t_C$	1.02 <i>mm</i>	0.79 <i>mm</i>
Fattore di proporzionalità	$K$	1.02	1.11
Deflessione	$U_y$	21.5 <i>mm</i>	21.16 <i>mm</i>
Sforzo tangenziale	$\tau$	324.1 <i>MPa</i>	376.7 <i>MPa</i>
Flusso di momento	$M$	23 <i>N</i>	22.67 <i>N</i>
Peso		0.6227 <i>kg</i>	0.6735 <i>kg</i>

Tabella 4.10: Configurazione di compromesso per la centina

Si ribadisce il fatto che, avendo ottenuto valori di spessore decimali con una precisione del centesimo di millimetro, chiaramente non gestibili dal processo tecnologico, sarà necessario ricorrere ad opportuni metodi per ottenere le medesime caratteristiche di rigidezza utilizzando un numero intero di lamine in composito.

## 4.8 Prestazione del dimostratore con centine a spessori variabili

Una volta ottenute le diverse soluzioni per la centina di riferimento, è stato possibile ricondursi al dimostratore tecnologico determinando gli spessori di legamenti e cilindri attraverso l'applicazione del fattore di correzione  $K_t$  definito nel Paragrafo 4.3.1. Tramite questo passaggio si è stati in grado di applicare le configurazioni ottenute dalle ottimizzazioni sia alla versione a 3 centine che a quella a 4 centine, caratterizzate da fattori differenti. In particolare si sono scelte due delle soluzioni ottenute in precedenza: quella che minimizza il momento flettente sui legamenti e quella di compromesso con il peso strutturale.

I risultati delle analisi sono riassunti nella Tabella 4.11. Come previsto dai calcoli, tutte le configurazioni comportano un aumento della deflessione di circa 1 *mm*, mantenendo allo stesso tempo il momento flettente al di sotto di una soglia che varia dal 27% al 33% in meno rispetto alla situazione originaria. La riduzione del momento nel dimostratore risulta più significativa di quella ottenuta sulla singola centina dal momento che sia il rivestimento flessibile che la presenza delle altre centine di estremità contribuiscono a sopportare le sollecitazioni.

<b>3 centine</b>				
	Deflessione		Momento	
	$U_y$ [mm]	$\Delta\%$	$M$ [N]	$\Delta\%$
Originale	19.19	-	16.15	-
Minimo momento	20.37	+6.1%	11.05	-31.6%
Compromesso peso-momento	19.91	+3.7%	11.72	-27.4%
<b>4 centine</b>				
	Deflessione		Momento	
	$U_y$ [mm]	$\Delta\%$	$M$ [N]	$\Delta\%$
Originale	19.75	-	10.43	-
Minimo momento	20.77	+5.2%	6.97	-33.2%
Compromesso peso-momento	20.3	+2.8%	7.38	-29.2%

Tabella 4.11: Differenze di prestazioni rispetto alla configurazione originale

Le Figure da 4.17 a 4.20 indicano, in accordo con quanto rilevato nel Paragrafo 4.5, che tutte le soluzioni derivanti dai processi di ottimizzazione garantiscono una migliore distribuzione del carico all'interno della centina.

E' importante sottolineare che nel caso del dimostratore costituito da centine la criticità risiede nel livello di momento flettente, che si desidera rendere il più basso possibile, mentre la debolezza principale della configurazione a chirale continuo è costituita dal peso della struttura, che può diventare significativamente elevato se non si opera una oculata ottimizzazione degli spessori.

Le analisi presentate in questo Capitolo forniscono quindi degli importanti strumenti di progetto utili al raggiungimento dei vari obiettivi; attraverso di esse si è esplicitata la variabilità delle diverse grandezze in gioco in funzione dei parametri, dimostrando che esistono dei buoni margini sui quali lavorare e indicando inoltre quali sono le tecniche adatte per ottenere determinati effetti sulla soluzione. E' anche evidente che, una volta stabilita la direzione in cui si vuole procedere, saranno necessari studi più approfonditi sulla particolare configurazione scelta per la struttura, anche attraverso l'utilizzo di algoritmi genetici per l'ottimizzazione, che sono peraltro in grado di gestire variabili discrete (costituite ad esempio dal numero di lamine in composito utilizzate per legamenti e nodi) e che, probabilmente, possono essere capaci di superare meglio le problematiche dovute alla presenza di minimi locali.

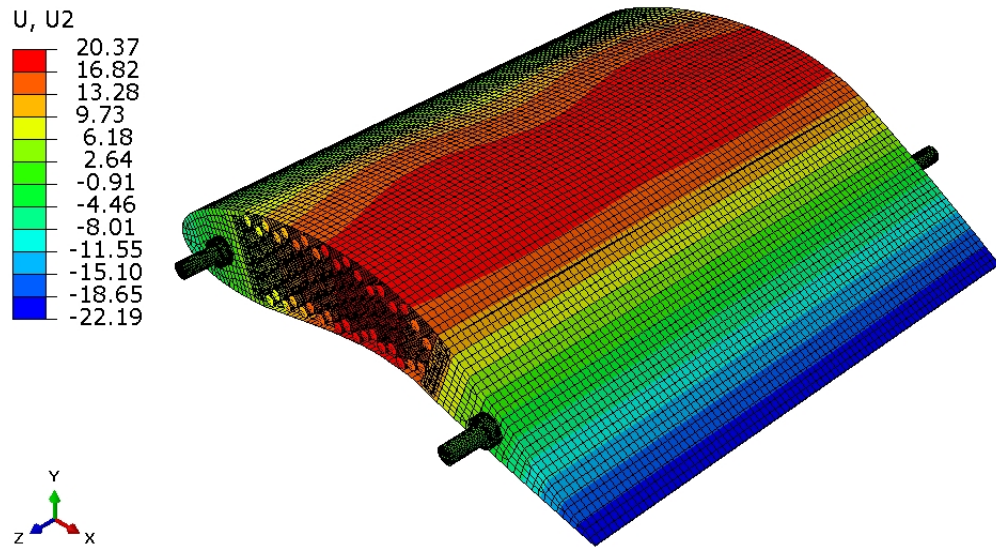
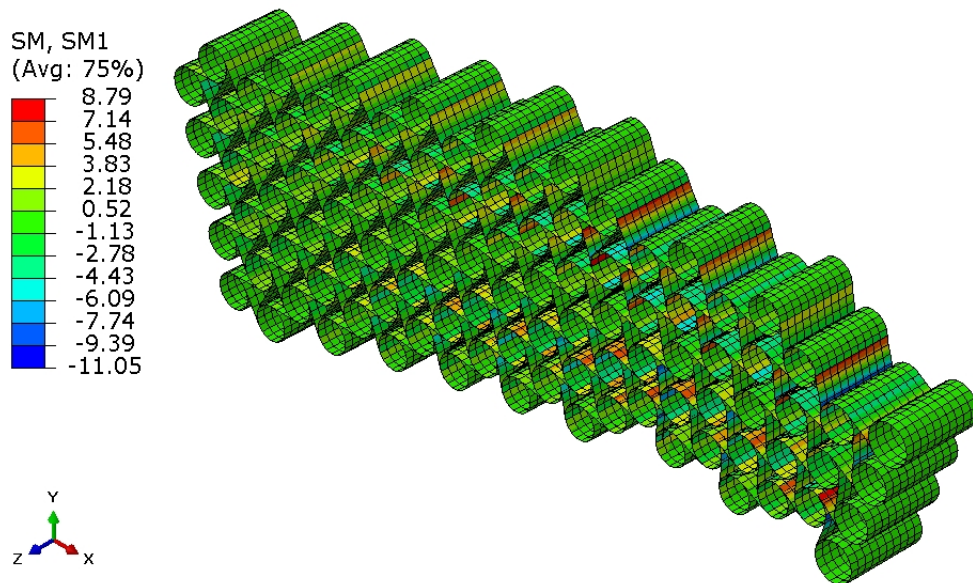
(a) Deflessione  $mm$ (b) Flusso di momento flettente  $N$ 

Figura 4.17: Soluzione per il dimostratore a 3 centine - minimizzazione del momento flettente

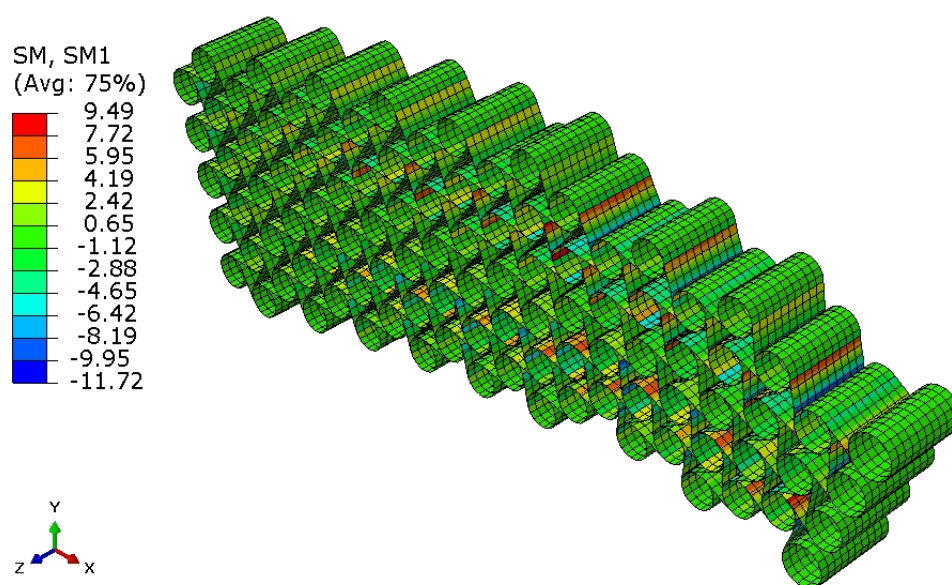
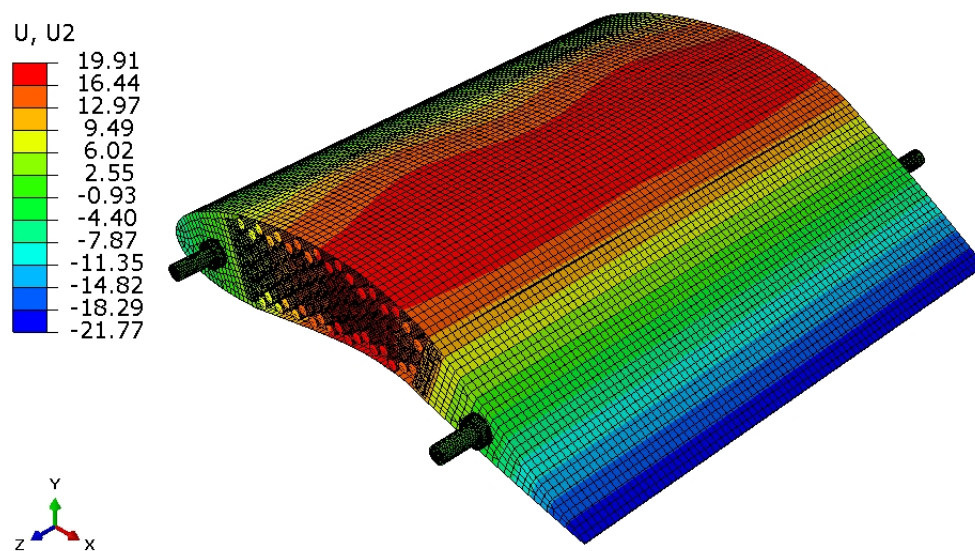


Figura 4.18: Soluzione per il dimostratore a 3 centine - compromesso peso-momento



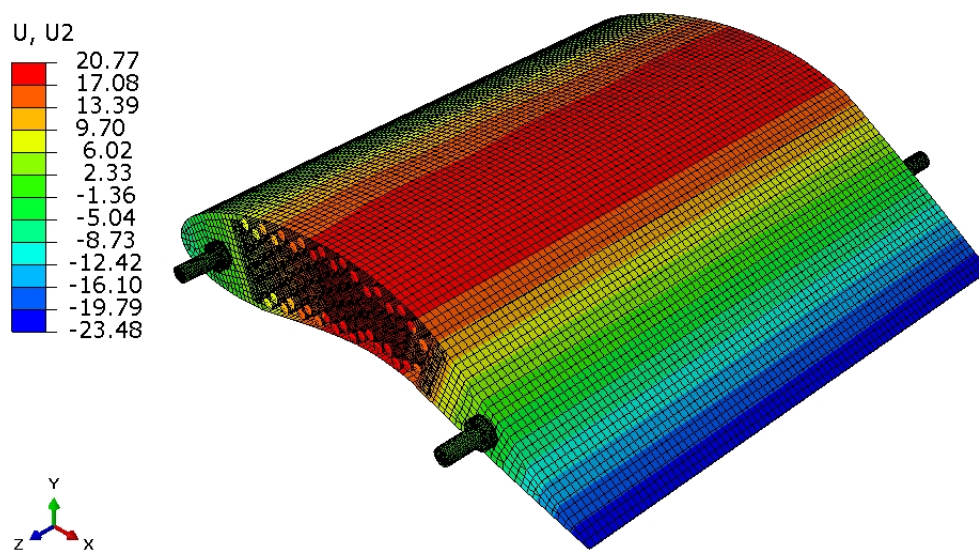
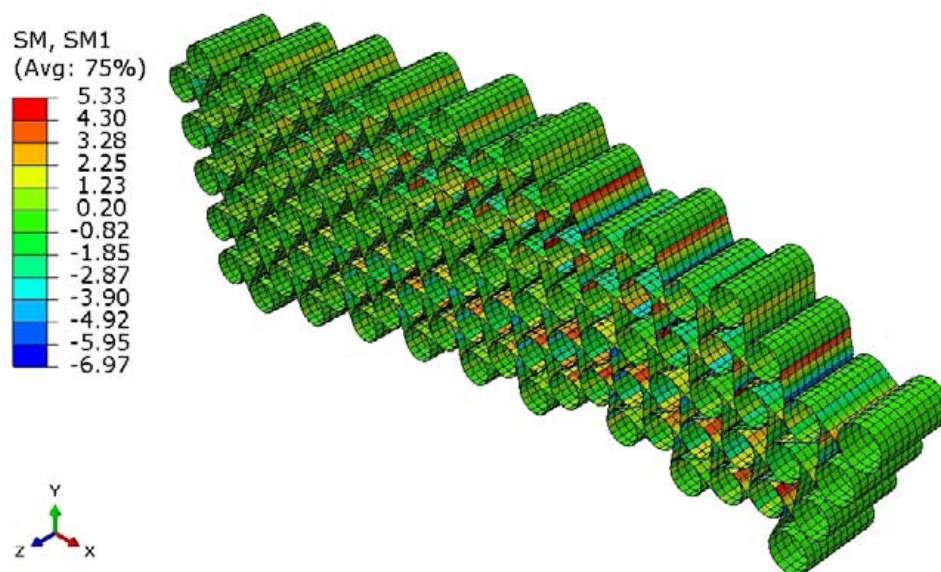
(a) Deflessione  $mm$ (b) Flusso di momento flettente  $N$ 

Figura 4.19: Soluzione per il dimostratore a 4 centine - minimizzazione del momento flettente

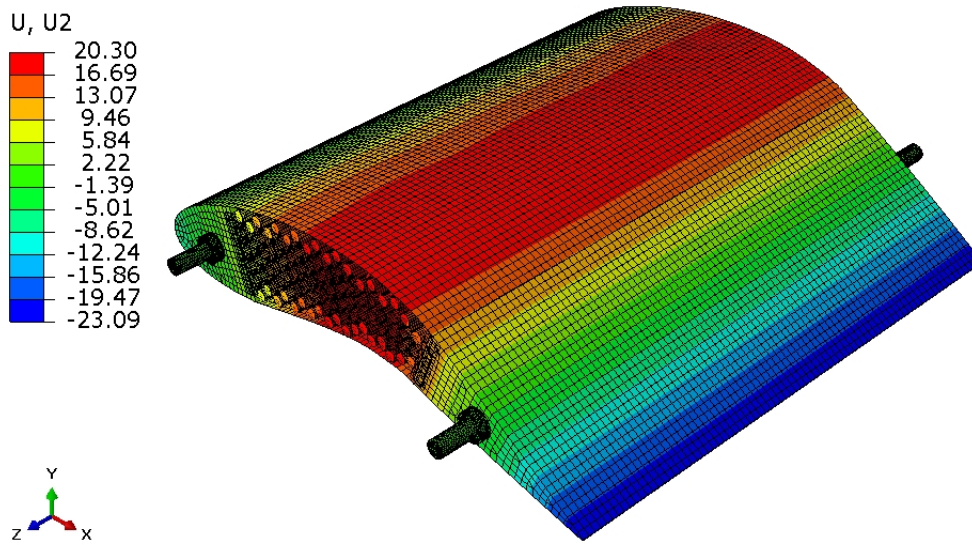
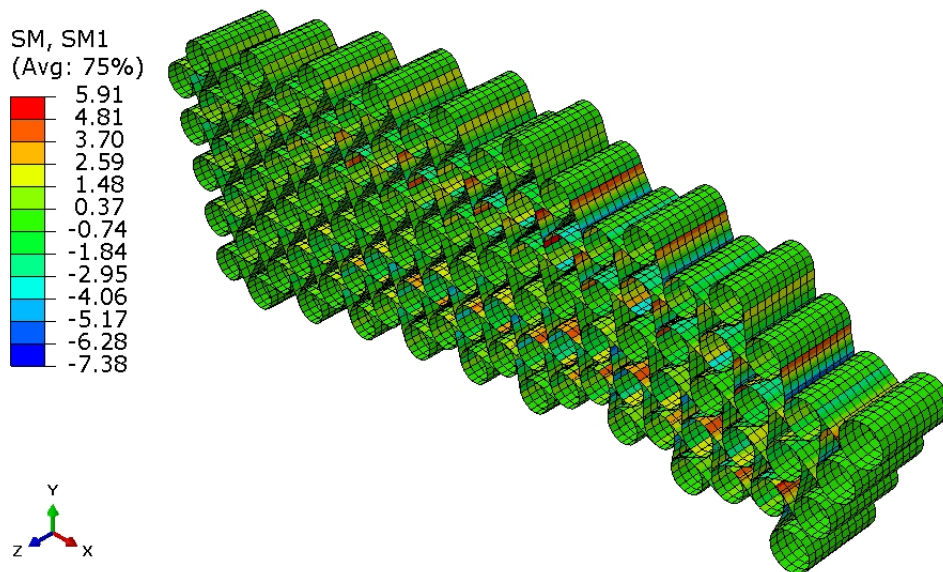
(a) Deflessione  $mm$ (b) Flusso di momento flettente  $N$ 

Figura 4.20: Soluzione per il dimostratore a 4 centine - compromesso peso-momento

# Conclusioni e sviluppi futuri

Il lavoro presentato in questa tesi ha contribuito a raggiungere degli obiettivi che si ritengono essere decisivi per lo sviluppo del progetto della *morphing sail* in corso presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale.

In primo luogo, attraverso valutazioni numerico-sperimentali si è studiato il comportamento meccanico delle celle chirali, determinandone resistenza e rigidità al variare della sequenza di laminazione e del materiale impiegato. Questa attività ha permesso inoltre di analizzare i meccanismi di rottura delle celle, che spesso è causata dal cedimento dell'incollaggio, e ricavare i valori limite di sforzo tangenziale e flusso di momento flettente sui legamenti, che sono stati utilizzati in seguito per la verifica strutturale del modello globale. La correlazione numerico-sperimentale ha permesso inoltre di validare l'approccio numerico scelto per analizzare le prestazioni del dimostratore.

L'attività che ha costituito il cuore del presente lavoro di tesi è stata quella relativa alla realizzazione del modello ad elementi finiti del dimostratore tecnologico e alla determinazione delle configurazioni definitive nelle versioni a 3 e a 4 centine, in modo che le prestazioni della struttura rispettassero i requisiti di progetto. A tal fine si è reso necessario riprogettare il rivestimento flessibile aumentandone la rigidità trasversale, in modo che trasmettesse in maniera ottimale i carichi esterni alle centine chirali. Inoltre, di pari passo con le scelte di modellazione numerica, sono state concepite delle possibili soluzioni costruttive per i collegamenti tra i diversi componenti della struttura. I punti di progetto ottenuti per le due configurazioni del dimostratore garantiscono ottime prestazioni in termini di deflessione, a fronte di sforzi e flussi di momento flettente al di sotto dei valori limite.

Infine si è considerata la singola centina con lo scopo di ottimizzarne gli spessori per ottenere momenti flettenti ancora più bassi, una migliore distribuzione delle sollecitazioni sui legamenti e, compatibilmente con gli altri requisiti, un peso strutturale di compromesso. Dopo aver studiato le configurazioni di minimo per il momento flettente e il peso è stato possibile definire una soluzione che garantisse sia la deflessione di progetto che una riduzione delle sollecitazioni massime. Grazie all'approccio generale adottato per le

ottimizzazioni si sono poi ricondotti i risultati così ottenuti al modello globale del dimostratore nelle versioni a 3 e 4 centine, confermando gli ottimi margini di miglioramento previsti dalle analisi.

Gli sviluppi futuri del lavoro, dal punto di vista numerico, prevedono la caratterizzazione meccanica del rivestimento corrugato in modo da ottenerne la matrice di rigidezza effettiva da poter inserire nel modello globale del dimostratore. Questo passaggio locale-globale risulta fondamentale in ultima analisi per verificare le effettive capacità del rivestimento flessibile di garantire la corretta deformabilità in una direzione e un'adeguata trasmissione dei carichi nell'altra.

Un'altra attività demandata a futuri approfondimenti è quella relativa allo studio di dettaglio dei collegamenti non trattati in questa tesi dal punto di vista tecnologico.

Il traguardo più importante nel breve termine è invece la realizzazione della centina, per la quale sono in fase di sviluppo sia lo stampo complessivo a 100 cilindri che una nuova tecnologia per l'assemblaggio dei legamenti.

Infine, per quanto riguarda gli obiettivi più a lungo termine, esiste il progetto di rendere attivo il *morphing* della struttura presentata in questo lavoro di tesi, tramite l'impiego di attuatori e leghe a memoria di forma, in modo da ottenere una vera e propria *smart structure*.

# Bibliografia

- [1] A. Airoidi, P. Bettini, M. F. Oktem, M. Crespi e G. Sala: *Design and manufacturing of a morphing wing rib in composite material with a chiral topology*. In *16th International Conference on Composite Structures*, Porto, Portogallo, 28-30 Giugno 2011.
- [2] M. F. Oktem, A. Airoidi, P. Bettini, L. Bolgiani e M. Crespi: *Structural design of a technological demonstrator of a morphing wing*. In *3rd Ankara International Aerospace Conference*, Ankara, Turchia, 14-16 Settembre 2011.
- [3] A. R. Rodriguez: *Morphing aircraft technology survey*. In *45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2007.
- [4] E. W. Pendleton, D. Bessette, P. B. Field, G. D. Miller e K. E. Griffin: *Active Aeroelastic Wing Flight Research Program: Technical program and model analytical development*. In *AIAA/ASME/ASCE/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference N. 39*, Long Beach, CA, 20 Aprile 1998.
- [5] J. N. Kudva: *Overview of the DARPA Smart Wing Project*. In *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, volume 15, pagg. 261–267. Aprile 2004.
- [6] Lockheed Martin: *MPUAV: The Cormorant Story*, BOOOOOH. <http://www.lockheedmartin.com/how/stories/cormorant.html>.
- [7] M. T. Rusnell: *Morphing UAV Pareto curve shift for enhanced performance*. Tesi di Laurea, University of Notre Dame, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, 2004.
- [8] D. Ramrakhiani, G. A. Lesieutre, M. Frecker e S. Bharti: *Aircraft Structural Morphing Using Tendon Actuated Compliant Cellular Trusses*. In *Journal of Aircraft*, volume 42 (n. 6), pagg. 1615–1621. Novembre-Dicembre 2005.

- [9] Penn State University: *Airplane wings that change shape like a bird's have scales like a fish*, 2004. <http://live.psu.edu/story/6497>.
- [10] M. Abdulrahim e R. Lind: *Flight Testing and Response Characteristics of a Variable Gull-Wing Morphing Aircraft*. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Providence, Rhode Island, Agosto 2004.
- [11] R. Dryden: *All in a flap - bat wing sails*. In *TechniTex Technical Textiles at the Extreme*, Edinburgh, Novembre 2001.
- [12] Nanosonic Inc.: *Metal Rubber*. <http://www.nanosonic.com/80/4/metalrubber.html>.
- [13] Nanosonic Inc.: *Nanocomposites*. <http://www.nanosonic.com/29/nanocomposites.html>.
- [14] Cornerstone Research Group: *Morphing Systems*. <http://www.crgrp.com/technology/overviews/morphing.shtml>.
- [15] Cornerstone Research Group Inc.: *Veriflex<sup>®</sup> Shape Memory Polymer*. <http://www.crgrp.com/technology/materialsportfolio/veriflex.shtml>.
- [16] Virginia Tech: *Virginia Tech leads effort to develop new, shape-changing materials*, 2004. <http://www.vtnews.vt.edu/articles/2004/09/2004-471.html>.
- [17] C. Homison e L. M. Weiland: *Coupled transport/hyperelastic model for nastic materials*. In *Smart Structures and Materials: Active Materials: Behavior and Mechanics*, volume 6170, pagg. 486–494. Aprile 2006.
- [18] G. Kofod: *Dielectric elastomer actuators*. Tesi di Laurea, Technical University of Denmark, Department of Chemistry, Settembre 2001.
- [19] D. Prall e R. S. Lakes: *Properties of a chiral honeycomb with a Poisson's ratio of -1*. In *International Journal of Mechanical Sciences*, volume 39 (n. 3), pagg. 305–314. 1996.
- [20] R. S. Lakes e R. Witt: *Making and characterizing negative Poisson's ratio materials*. In *International Journal of Mechanical Engineering Education*, volume 30 (n. 1), pagg. 50–58. Agosto 2000.

- [21] A. Lorato, P. Innocenti, F. Scarpa, A. Alderson, K. L. Alderson, K. M. Zied, N. Ravirala, W. Miller, C. W. Smith e K. E. Evans: *The transverse elastic properties of chiral honeycombs*. In *Composites Science and Technology*, volume 70 (n. 7), pagg. 1057–1063. Luglio 2010.
- [22] R. S. Lakes: *Deformation mechanisms in negative Poisson's ratio materials: structural aspects*. In *Journal of Materials Science*, volume 26, pagg. 2287–2292. 1991.
- [23] A. Spadoni e M. Ruzzene: *Numerical and experimental analysis of the static compliance of chiral truss-core airfoils*. In *Journal of Mechanics of Materials and Structures*, volume 2 (n. 5), pagg. 965–981. Maggio 2007.
- [24] A. Spadoni e M. Ruzzene: *Static aeroelastic response of chiral-core airfoils*. In *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, volume 18 (n. 10), pagg. 1067–1075. Ottobre 2007.
- [25] A. Airoidi, M. Crespi, G. Quaranta, M. Castiglioni e G. Sala: *Design of a morphing wing using a composite chiral structure*. In *RAeS 2nd Aircraft Structural Design Conference*, 2009.
- [26] F. Gandhi e P. Anusonti-Inthra: *Skin design studies for variable camber morphing airfoils*. In *Smart Materials and Structures*, volume 17 (015025). Gennaio 2008.
- [27] C. Thill, J. Etches, K. Potter e P. Weaver: *Morphing skins*. In *Aeronautical Journal*, volume 112, pagg. 117–139. Marzo 2008.
- [28] F. M. Bolis: *Studio di rivestimenti per strutture morphing con impiego di materiali elastomerici e compositi*. Tesi di Laurea, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, 2011.
- [29] E. Borlandelli: *Laminati compositi corrugati per strutture morphing: progetto e sviluppo tecnologico*. Tesi di Laurea, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, 2011.
- [30] D. Costa: *Rivestimenti flessibili per strutture morphing*. Tesi di Laurea, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, 2011.
- [31] T. Yokozeki, S. Takeda, T. Ogasawara e T. Ishikawa: *Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures*. In *Composites: Part A*, volume 37, pagg. 1578–1586. 2006. <http://dx.doi.org/doi:10.1016/j.compositesa.2005.10.015>.

- [32] M. Crespi: *Ottimizzazione multi-disciplinare di un profilo aerodinamico con capacità morphing*. Tesi di Laurea, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, 2009.
- [33] P. Bettini, A. Airoidi, G. Sala, L. Di Landro, M. Ruzzene e A. Spadoni: *Composite chiral structures for morphing airfoils: Numerical analyses and development of a manufacturing process*. In *Composites: Part B*. 2009. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2009.10.005>.
- [34] Dassault Systèmes: *Abaqus 6.10 Documentation*, 2010.
- [35] M. Castiglioni: *Topologie chirali per il morphing di strutture aeronautiche: studi numerici preliminari*. Tesi di Laurea, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, 2008.
- [36] R. T. Haftka e M. P. Kamat: *Elements of structural optimization*. Martinus Nijhoff Publishers, 1985.
- [37] Altair: *Hypermesh 10.0 User's Guide*, 2010.
- [38] iChrome: *Nexus User's Manual*, 2011.