

POLITECNICO DI MILANO

Scuola di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Spaziale



**Studi numerici e tecnologici per topologie chirali a
nodi poligonali**

Relatore: Prof. Alessandro Airoidi

Corelatore: Dr. Paolo Bettini

Rossella Asaro 740815

Anno Accademico 2013-2014

Ringraziamenti

Desidero ringraziare il Prof. Airoldi per avermi dato la possibilità di intraprendere questo lavoro di tesi che ha arricchito il mio bagaglio di conoscenze sia teoriche che pratiche.

Ringrazio l'Ing. Bettini per avermi seguito nella fase sperimentale ed avermi sempre dato ottimi consigli e linee guida per lo svolgimento del lavoro.

Ringrazio anche Elena Borlandelli per essermi stata di aiuto quando necessario.

Ringrazio tutto il personale tecnico sia coloro hanno lavorato con me che tutti coloro che mi hanno fatto sorridere durante la mia permanenza presso il laboratorio.

Ringrazio ancora il gruppo di persone con cui ho trascorso in allegria la pausa pranzo e le pause caffè.

Ringrazio la mia compagna di studio Francesca che mi ha sempre detto: ' Non ci pensare studia...ma prima fai il caffè'.

Ringrazio Fiorangelo perché mi ha dato tanto sostegno quando ne avevo bisogno.

Ringrazio la mia amica Viola, le mie sorelle e tutti coloro che durante i miei studi mi hanno sostenuto.

Infine ringrazio i miei genitori, a cui dedico questo lavoro svolto ed il traguardo ottenuto, per avermi dato la possibilità di realizzare i miei desideri ed avermi sempre sostenuta in ogni momento.

Indice

Sommario	11
Abstract	12
Introduzione	13
Topologie chirali e loro impiego nella realizzazione di strutture morphing.....	16
1.1 Strutture morphing e comportamento auxetico.....	16
1.2 Geometrie chirali e risultati presentati in letteratura	17
1.2.1 Geometrie chirali.....	17
1.2.2 Proprietà elastiche delle geometrie chirali	19
1.3 Problematiche tecnologiche.....	26
1.4 Sviluppo di tecnologie per la realizzazione di centine chirali in composito	27
1.5 Problematiche emerse nello sviluppo della tecnologia.....	42
Studi numerici per lo sviluppo di topologie chirali a nodi poligonali	43
2.1 Individuazione di nuove topologie e nuovi processi tecnologici.....	43
2.2 studi numerici preliminari	45
2.2.1 Metodo di calcolo del modulo di Poisson	46
2.2.2 Confronto nuova e vecchia topologia.....	53
2.3 topologie con nodi rinforzati	55
Sviluppo della tecnologia.....	58
3.1 Produzione dei componenti laminati	58
3.1.1 Produzione dei mandrini	58
3.1.2 Applicazione del distaccante	60
3.1.3 Laminazione.....	60
3.2 Assemblaggio.....	63
3.2.1 Produzione della piastra di assemblaggio	63
3.2.2 Produzione della gomma.....	65
3.2.3 Incollaggio.....	66
3.3 Colata di resina	69

Capitolo 4.....	70
Test e risultati sperimentali.....	70
4.1 Produzione dei componenti di aggancio alla macchina di prova	71
4.2 Metodo di registrazione dati	73
4.3 Test	73
4.3.1 Rigidezza, isteresi e ripetibilità	75
4.3.2 Auxeticità e calcolo del Modulo di Poisson	78
4.4 Correlazione numerico-sperimentale.....	85
Conclusioni	88

Indice delle figure

Figura 1: Morfologie chirali	18
Figura 2: Parametri geometrici.....	19
Figura 3: Curva sforzo vs deformazione	20
Figura 4: Tabella risultati	20
Figura 5: Modulo di Young vs Beta.....	21
Figura 6: Modulo di Young vs alpha	21
Figura 7: Deformazione trasversale vs deformazione assiale	22
Figura 8: Modulo di Poisson vs beta.....	23
Figura 9: Modulo di Poisson vs alpha.....	24
Figura 10: Meccanismi di deformazione	25
Figura 11: Ala morphing	28
Figura 12: Cella chirale convenzionale	28
Figura 13: Struttura chirale della centina alare.....	29
Figura 14: Comportamento morphing	29
Figura 15: Produzione legamenti.....	33
Figura 16: Celle chirali e metodologia di vincolo alla macchina di prova.....	34
Figura 17: Forza vs spostamento.....	35
Figura 18: Debonding, rottura del legamento e sforzo assiale	37
Figura 19: Andamento degli sforzi nella centina chirale	38
Figura 20: Assemblaggio della centina chirale	39
Figura 21: Centina assemblata e vincolata.....	40
Figura 22: Risultati della prova	41
Figura 23: Confronto tra vecchia e nuova topologia chirale	44
Figura 24: Dettaglio dello schema di vincolo.....	46
Figura 25: Punti di calcolo del Poisson	47
Figura 26: Rigidezza e modulo di Poisson in funzione dello spessore del nodo.....	54
Figura 27: Dettaglio mesh a solidi	55

Figura 28: Prestazioni del chirale con colata di resina nei nodi	57
Figura 29: Produzione mandrino	59
Figura 30: Fase di precompattazione	61
Figura 31: Sacco da vuoto.....	62
Figura 32: Produzione manufatti laminati.....	63
Figura 33: Modello CAD piastra di fissaggio	64
Figura 34: Modello ABS piastra di fissaggio.....	65
Figura 35: Colata di gomma per produrre la cornice esterna	66
Figura 36: Preparazione dell'incollaggio.....	67
Figura 37: Assemblaggio.....	67
Figura 38: Fase di applicazione della pressione	68
Figura 39: Primo manufatto in CC90 realizzato.....	68
Figura 40: Manufatti in vetro e CC90 con resina nei nodi esagonali.....	69
Figura 41: MTS 858.....	70
Figura 42: Disegno CAD attrezzatura di prova.....	72
Figura 43: Attrezzatura prodotta.....	72
Figura 44: Marker da inseguire.....	73
Figura 45: Forza vs spostamento, CC90, prima prova	75
Figura 46: Forza vs spostamento, CC90, seconda prova	76
Figura 47: Forza vs spostamento, vetro, prima prova.....	76
Figura 48: Forza vs spostamento, CC90, seconda prova	77
Figura 49: Marker	79
Figura 50: Modello numerico per correlazione	86

Indice delle tabelle

Tabella 1: Proprietà tessuto di Carbonio	31
Tabella 2: Proprietà tessuto di vetro	32
Tabella 3: Caratteristiche di laminazione analizzate	49
Tabella 4: Coordinate punti centrali della rete chirale a nodi circolari	49
Tabella 5: Calcolo del Poisson per rete chirale a nodi circolari	50
Tabella 6: Valori di deformazione media per morfologia chirale a nodi circolari	50
Tabella 7: Poisson rete chirale a nodi circolari	50
Tabella 8: Coordinate dei punti centrali per rete chirale a nodi esagonali	51
Tabella 9: Calcolo del Poisson per rete chirale a nodi poligonali	51
Tabella 10: Deformazioni medie rete chirale a nodi esagonali	51
Tabella 11: Poisson rete chirale a nodi esagonali.....	52
Tabella 12: Calcolo del Poisson per rete chirale con nodi esagonali più spessi	52
Tabella 13: deformazioni medie rete chiral con nodi esagonali più spessi.....	52
Tabella 14: Poisson rete chirale con nodi più spessi	52
Tabella 15: Confronto tra le due morfologie chiral	53
Tabella 16: Confronto tra morfologie esachiral	54
Tabella 17: Dimensione mandrino	60
Tabella 18: Numero e spessori ply	61
Tabella 19: Intercapedine piastra di fissaggio	64
Tabella 20: Prove Carbonio	74
Tabella 21: Prove vetro.....	74
Tabella 22: Rigidezza carbonio	78
Tabella 23: Rigidezza vetro.....	78
Tabella 24: Coordinate dei punti centrali (carbonio)	81
Tabella 25: Calcolo Poisson (carbonio).....	81
Tabella 26: Deformazioni medie (carbonio)	82
Tabella 27: Poisson (carbonio)	82

Tabella 28: Coordinate dei centri (vetro)	83
Tabella 29: Calcolo del Poisson (vetro).....	83
Tabella 30: Deformazioni medie (vetro).....	83
Tabella 31: Poisson (vetro)	84
Tabella 32: Poisson ai vari spostamenti (carbonio).....	84
Tabella 33: Poisson ai vari spostamenti (vetro)	84
Tabella 34: Correlazione numerico-sperimentale	86

Sommario

Le strutture con morfologia chirale, negli ultimi anni, sono state proposte ed applicate in numerosi studi cercando di sfruttarne il particolare comportamento auxetico, caratterizzato da coefficienti di Poisson negativi. Uno dei più importanti settori di applicazione, in ambito aeronautico, è quello che si pone come obiettivo la realizzazione di strutture "morphing". Questo termine è relativo all'insieme delle tecnologie che permettono la realizzazione di componenti in grado di subire variazioni di forma continue, adattando la struttura alle esigenze aerodinamiche, senza sfruttare superfici mobili rigide ma subendo grandi deformazioni in modo controllato. Particolare attenzione in questo ambito viene prestata alle strutture con morfologia chirale realizzate in composito. Queste strutture sono caratterizzate da una geometria non centro-simmetrica e sono in grado di unire flessibilità e leggerezza. L'obiettivo di questo lavoro è quello di realizzare elementi strutturali chirali con una tecnologia ed una morfologia differente da quella fin qui sviluppata e studiata, al fine di migliorare le prestazioni strutturali ed eliminare alcuni aspetti complessi della procedura tecnologica. Partendo da un modello numerico della nuova morfologia, si effettuano confronti con la morfologia originaria. Una volta valutate le prestazioni della nuova morfologia a livello numerico, in termini di coefficiente di Poisson e di rigidità, si producono dei modelli sperimentali sulla quale effettuare dei test. Prima di ciò si pianifica la procedura tecnologica da seguire ed in seguito si producono 2 componenti in fibra di carbonio e 2 in fibra di vetro. Terminato il processo produttivo si procede con la fase di test. Questi test verranno fatti a trazione e compressione verificando la correlazione con i modelli numerici studiati. In ultimo si valutano le modifiche da apportare al modello numerico per ottenere una buona correlazione numerico-sperimentale.

Parole chiave: strutture morphing, chirale, materiali auxetici

Abstract

Chiral structures, in recent years, have been proposed and applied in several studies in order to exploit their peculiar structural response, which is characterized by a negative Poisson's ratio. One for the most important field of application, in aeronautics, is the design of morphing structures.

The term morphing refers to all the technologies that allow the design of components capable of changing shape without relying on moveable rigid surfaces, but through the continuous deformation of flexible structure. Particular attention is paid in this regard to structures, made of composite, with chiral morphology. These structures are characterized by a non-centrosymmetric geometry, and are able to combine great flexibility to a lightness typical of the materials of construction. The aim of this work is to create demonstrators with an alternative morphology compared to the chiral structures already developed and studied, by using a technology that reduce the manufacturing difficulties and eliminates some structural weak points. Starting from a numerical model, the first goal is to make a comparison with the original morphology. Once evaluated the numerical good performance of the new morphology, in term of Poisson's ratio and stiffness, will be produced experimental models on which to test.

First, the technological procedure has been planned, after 2 componets were produced made of carbon fiber and 2 components made of glass fiber. Once the manufacturing process is completed, the next goal was testing. These tests will be made in tensile and compression, verifying the correlation with the numerical data.

The last step is to evaluate several modifications to he numerical model to improve the numerical-experimental correlation.

Keywords: morphing structures, chiral, auxetic materials

Introduzione

In campo aerospaziale, la ricerca è focalizzata allo studio di strutture di velivoli con funzionalità morphing. Le strutture morphing possono espandere l'involucro di volo dei velivoli, eliminare i meccanismi relativi ai flap, ridurre la resistenza aerodinamica e migliorare il controllo delle vibrazioni. Il tipico obiettivo del concetto di morphing è di determinare una deformazione continua del profilo alare in modo da ottenere delle superfici aerodinamiche di controllo con migliori prestazioni rispetto alle convenzionali. In quest'ottica sono state proposte diverse soluzioni per le ali dei velivoli e le pale degli elicotteri. I materiali compositi giocano un ruolo fondamentale nello sviluppo di queste strutture, grazie all'ampio range di proprietà meccaniche che si possono ottenere sfruttando i materiali ortotropi e diverse tipologie di rinforzo. In aggiunta, è prevista una nuova tecnologia di produzione per migliorare l'efficacia dei concetti strutturali innovativi incorporando micro attuatori e sensori al fine di sviluppare strutture morphing intelligenti.

In questo ambito, alcuni lavori hanno proposto l'utilizzo di particolari topologie strutturali con comportamento auxetico. Si definiscono auxetici quei materiali caratterizzati da coefficienti di Poisson negativi. Una delle conseguenze del comportamento auxetico è la tendenza ad opporsi a variazioni di forma localizzate. Tale proprietà può essere sfruttata ai fini di realizzare strutture morphing in cui la variazione di forma deve essere controllata e si deve evitare, sotto l'azione delle forze di attuazione e aerodinamiche, lo sviluppo di deformazioni e distorsioni localizzate.

Fra le topologie auxetiche, particolare interesse rivestono le geometrie chirali, che sono costituite da nodi connessi da legamenti secondo una schema non-centrosimmetrico.

Queste topologie hanno un meccanismo di deformazione che si oppone intrinsecamente alla variazione di forma locale della cella. Questo si traduce in un comportamento meccanico per la quale uno spostamento locale imposto genera una deformazione diffusa in tutto il network. Gli studi precedenti hanno mostrato come le morfologie chirali permettano deformazioni significative del profilo aerodinamico, in termini di curvatura del profilo stesso, ciò si ottiene se il materiale resta nel range elastico.

Un grande punto debole relativo all'applicazione delle topologie chirali alle strutture morphing, è rappresentato dalla realizzazione tecnologica. Ciò dipende dal fatto che realizzare manufatti compositi non-centrosimmetrici è molto complesso.

Una soluzione che è stata adottata per realizzare e studiare diverse topologie chirali è stata quella della prototipazione rapida ma le proprietà meccaniche dei materiali polimerici utilizzati non sono sufficienti a soddisfare le specifiche in campo aerospaziale.

Una tecnologia per la produzione di chirali in parete sottile realizzati per mezzo di pelli laminate in strati è stata concepita presso il Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali e applicata per produrre unità chirali in compositi che sono state caratterizzate sperimentalmente con l'azione di carichi agenti su piani diversi, per applicazioni morphing e resistenza agli urti.

L'adozione dei materiali compositi ha portato ad un aumento delle potenziali prestazioni e della flessibilità progettuale delle topologie chirali. Tuttavia il processo tecnologico messo a punto presenta alcune criticità, quali la complicazione delle procedure e la difficoltà di realizzare grandi manufatti. Inoltre, la modalità di realizzazione comporta l'applicazione di tecniche di incollaggio con la formazione di punti deboli, sede di particolari concentrazioni di sforzo, che possono comportare un cedimento prematuro della struttura e conducono, presumibilmente, a comportamenti a fatica non adeguati all'utilizzo su strutture aeronautiche.

L'obiettivo principale del presente lavoro di tesi è lo sviluppo di una metodologia di produzione alternativa che si basa su una morfologia chirale modificata, la quale dovrebbe essere in grado di ridurre i rischi di cedimento strutturale. Si vuole in particolare indagare se la nuova topologia presenta comportamenti auxetici paragonabili alle configurazioni più tradizionali e quali parametri possano influenzare tale comportamento. Tale indagine preliminare verrà svolta sviluppando modelli numerici di unità chirali e eseguendo studi parametrici. Sempre per il conseguimento dell'obiettivo principale, si intende mettere a punto un processo tecnologico che presenti innovazioni sostanziali rispetto alla procedura originariamente sviluppata, pure essendo basato sull'incollaggio di elementi in composito a parete sottile. Infine, si intende produrre e sottoporre a test una serie di campioni prodotti con la nuova morfologia mediante il nuovo processo tecnologico e verificarne sia il comportamento auxetico, misurando gli spostamenti longitudinali e trasversali, sia la correlazione con i modelli numerici precedentemente sviluppati.

BREVE SOMMARIO: Il lavoro di tesi si articola in cinque capitoli. Il primo presenta una trattazione approfondita sulla morfologia chirale, sulle caratteristiche di auxeticità e sugli studi effettuati in questo campo. Nel secondo capitolo sono presentati gli studi numerici effettuati su morfologia chirale a nodi poligonali. Nel terzo si approfondiscono gli aspetti tecnologici. Nel quarto si analizzano i risultati

ottenuti e si verifica la correlazione numerico-sperimentale. Infine l'ultimo capitolo è dedicato alle conclusioni finali.

Capitolo 1

Topologie chirali e loro impiego nella realizzazione di strutture morphing

1.1 Strutture morphing e comportamento auxetico

In campo aerospaziale, il termine strutture morphing è riferito a superfici aerodinamiche che sono in grado di cambiare in modo continuo la loro forma, questo determina una crescente versatilità ed efficienza nella generazione di forze aerodinamiche necessarie per il moto, la guida e la controllabilità dei velivoli.

Il concetto di struttura morphing è studiato per sostituire le attuali superfici rigide mobili rappresentate da: alettoni, flap, timoni e spoiler.

Gli aspetti chiave da raggiungere sono rappresentati dallo sviluppo di strutture con una bassa cedevolezza in ottica morphing, ciò al fine di ottenere variazioni di forma controllate dall'azione di attuatori, forze aerodinamiche e inerziali.

Allo stesso tempo però, queste strutture devono essere in grado di trasmettere i carichi aerodinamici (risultati) ad altri elementi strutturali senza il rischio di rottura o deformazioni indesiderate.

Sebbene lo sfruttamento della cedevolezza strutturale per cambiare la forma delle superfici aerodinamiche risalga ai primi anni di storia di volo, come nell'esempio riportato [1,2], i requisiti sopracitati sono particolarmente importanti per i velivoli moderni, questo per le elevate velocità di volo e i conseguenti carichi aerodinamici elevati.

Proprio per questo, le strutture morphing hanno ricevuto un rinnovato interesse solo negli ultimi anni, a causa anche dell'utilizzo di nuovi materiali e sistemi di attuazione.

In letteratura sono presenti un gran numero di soluzioni che implementano diversi concetti in ambito morphing, come trasformazioni alari " in-plane" oppure "out-of-plane" o variazione della curvatura, sfruttando le proprietà di materiali innovativi ed intelligenti [3-5].

Anche se alcune delle architetture strutturali proposte sono sostanzialmente meccanismi interni fatti di parti rigide ricoperte da skin flessibili, come in [6], molte soluzioni adottano strutture interne deformabili, come in [7-12].

Configurazioni strutturali che presentano un comportamento auxetico possono offrire interessanti vantaggi nello sviluppo di una superficie aerodinamica morphing che presenti una struttura interna deformabile, ciò perchè il valore negativo del modulo di Poisson comporta un elevato modulo di taglio ed una resistenza intrinseca alle variazioni di forma locali.

In particolare, honeycomb auxetici basati su topologia chirale [13,14] sono stati proposti da molti autori al fine di progettare profili aerodinamici deformabili.

La tassellazione chirale è costituita da nodi circolari connessi tramite legamenti e presenta una intrinseca flessibilità di progettazione data dalla possibilità di scelta di diverse topologie e di variazione dei parametri geometrici caratteristici, quali: diametro del nodo, lunghezza e spessore del legamento[15].

Gli esempi forniti in letteratura [8-11, 16-17] mostrano che profili aerodinamici con una struttura interna chirale, che si deformano sotto l'azione di carichi esterni senza esibire punti deboli locali, assumendo nuove forme caratterizzate da curvature regolari senza punti angolosi.

Può anche essere osservato che la capacità di subire deformazioni controllate, in assenza di punti angolosi o di effetti indesiderati sull'aerodinamica, non per una singola e predefinita prestazione morphing attivata da una determinata configurazione di attuatori, ma si estende alla modalità di comportamento complessiva della struttura, la cui forma può essere modificata in modi molteplici, sempre ottenendo forme aerodinamicamente efficienti, con combinazioni diverse di forze di attuazione. Ciò implica il vantaggio di avere con un singolo progetto diverse funzionalità morphing.

1.2 Geometrie chirali e risultati presentati in letteratura

1.2.1 Geometrie chirali

In questo capitolo verranno esposte le geometrie chirali che sono state presentate in letteratura come si può osservare nella Fig.1 riportata.

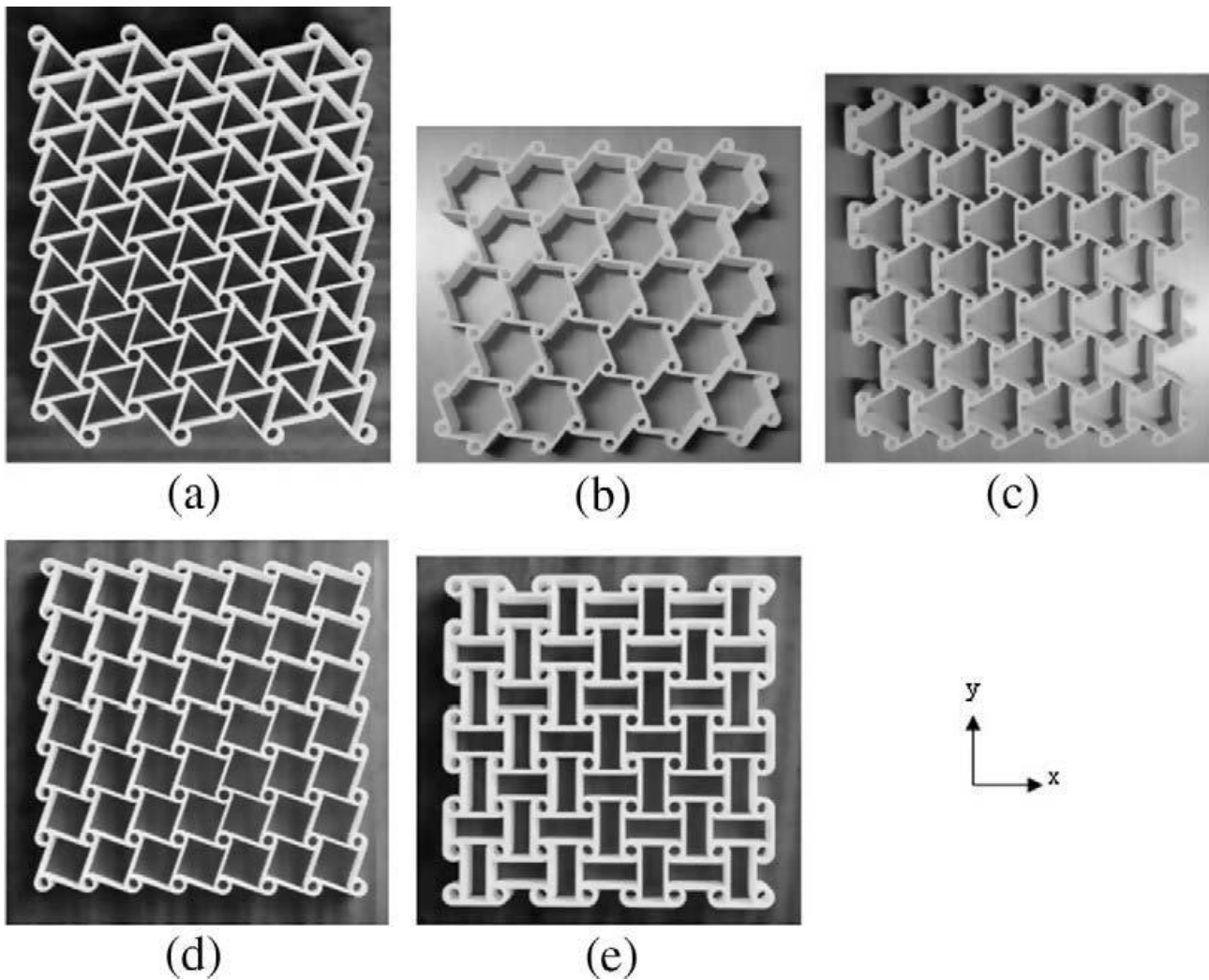


Figura 1: Morfologie chirali

Come è evidente in figura, oltre all'esachirale costituito da 6 legamenti connessi ad ogni nodo (Fig.1a), sono state sviluppate soluzioni costituite da 3 (Fig.1 b e c) e 4 (Fig.1 d ed e) legamenti tangenzialmente collegati ad ogni nodo.

Collegando i nodi dalla parte opposta rispetto ai legamenti di connessione si ottengono le geometrie trichirale e tetrachirale (Fig.1 b e d), mentre collegandoli dalla stessa parte dei legamenti di connessione si ottengono geometrie anti-trichirale ed anti-tetrachirale (Fig.1 c ed e).

Definendo con r il raggio del nodo circolare, L la lunghezza del legamento, t lo spessore sia dei nodi che dei legamenti e d la profondità (Fig.2 a), possiamo indicare per le geometrie chirali 3 parametri adimensionali:

$$- \alpha = \frac{L}{r};$$

- $\beta = \frac{t}{r}$;

- $\gamma = \frac{d}{r}$.

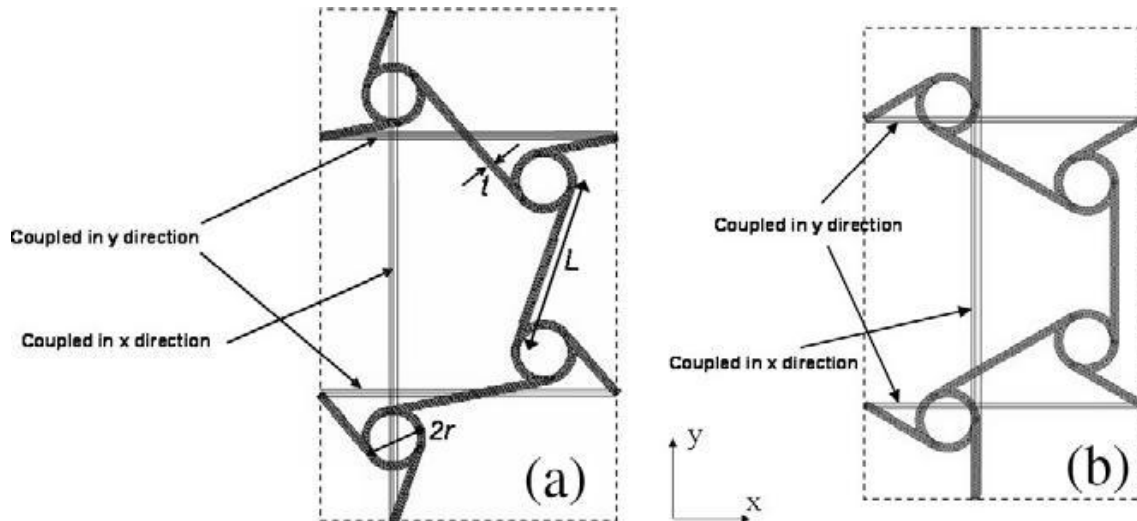


Figura 2: Parametri geometrici

1.2.2 Proprietà elastiche delle geometrie chirali

Le geometrie sopra descritte sono state realizzate tramite una tecnologia di prototipazione rapida, basata sulla sinterizzazione di polvere di Nylon e sono state provate in compressione seguendo lo spostamento assiale e trasversale.

- Modulo di Young:

Nella figura di seguito (Fig.3) sono riportate le curve sforzo-deformazione per ogni geometria analizzata, dall'immagine è evidente come la risposta sia lineare fino all'1% di deformazione a compressione.

Le pendenze delle curve aumentano con l'aumentare del numero di legamenti, ciò si traduce in un aumento del modulo di Young, ma questo aumento non è semplicemente proporzionale al numero di legamenti.

Le geometrie anti-chirali hanno moduli di Young inferiori delle corrispettive geometrie chirali aventi lo stesso numero di legamenti.

Il modulo di Young è stato calcolato prendendo la pendenza della curva di Fig.3 per ogni geometria.

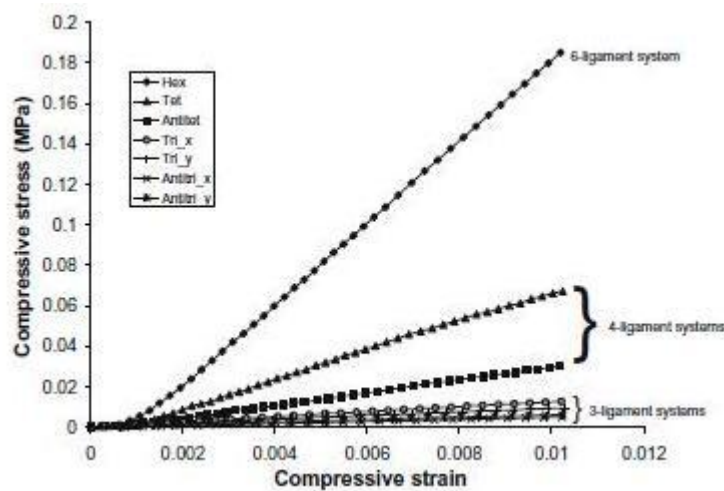


Figura 3: Curva sforzo vs deformazione

La tabella sottostante contiene i risultati in termini di modulo di Young del modello sperimentale in relazione al modello numerico (assumendo per il modello sperimentale un modulo di Young di 1.6 GPa).

	Hex 1	Tet 1	Anti-Tet 1	Tri 1	Anti Tri 1	Anti Tri 2
<i>Experiment</i>						
E_x (MPa)	19.46	7.08	3.11	1.25	0.57	
E_y (MPa)	19.46	7.08	3.11	0.94	0.65	
ν_{xy}	-0.81	-0.26	-0.98	+0.69	+0.08	-0.11
ν_{yx}	-0.81	-0.26	-0.98	+0.66	+0.08	-0.1
<i>FE model</i>						
E_x (MPa)	15.49	12.01	2.5	0.65	0.39	
E_y (MPa)	15.49	12.01	2.5	0.65	0.39	
ν_{xy}	-0.77	-0.83	-0.98	+0.64	+0.06	-0.06
ν_{yx}	-0.77	-0.83	-0.98	+0.55	+0.05	

Figura 4: Tabella risultati

Si evince un ragionevole accordo con i dati sperimentali, questi ultimi presentano una leggera crescita rispetto alle previsioni del modello FE.

Il modello FE mostra la stessa dipendenza del modulo di Young dal numero di legamenti riscontrata sperimentalmente e lo stesso comportamento visto comparando la geometria chirale alla corrispettiva anti-chirale.

La Fig.5 mostra invece la dipendenza del modulo di Young del modello FE, dalla dimensione β . Il modulo di Young aumenta con l'aumentare dello spessore dei legamenti (aumenta β).

La Fig.6 invece viene riportato l'andamento del modulo di Young previsto dal modello numerico in relazione al parametro α .

Nei modelli analizzati, $\beta = 0.10$ per l'esachirale, il tetrachirale e l'anti-tetrachirale, e $\beta = 0.05$ per il trichirale e l'anti-trichirale.

Per quanto riguarda il parametro γ , tutti i modelli esaminati presentano un $\gamma = 5$.

Dal grafico si evince che il modulo di Young decresce con l'aumentare della lunghezza del legamento (α).

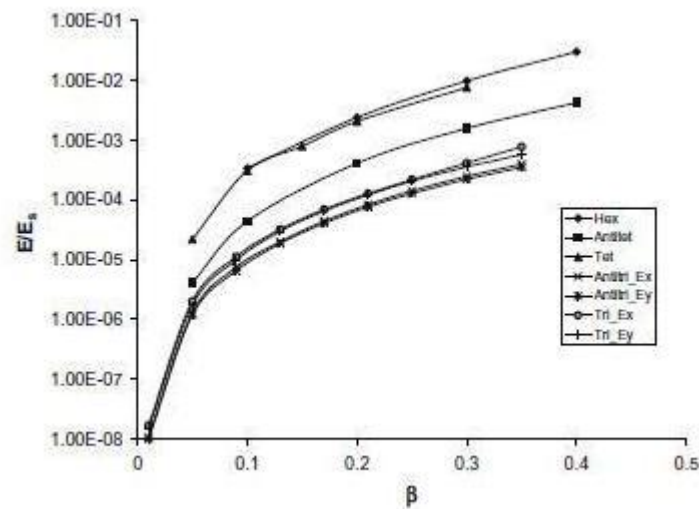


Figura 5: Modulo di Young vs Beta

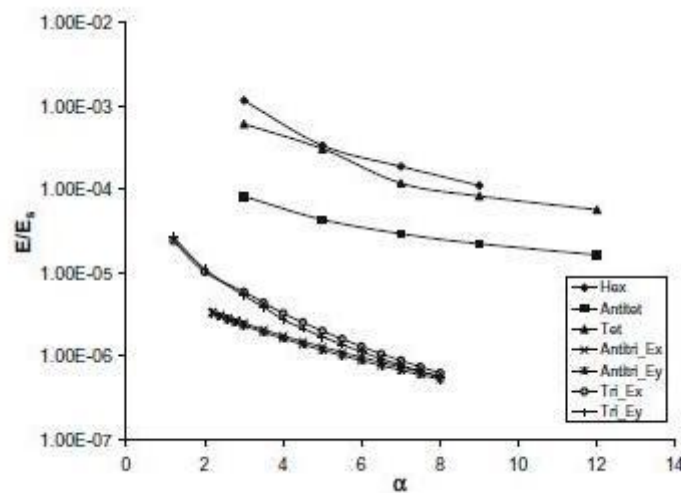


Figura 6: Modulo di Young vs alpha

- Modulo di Poisson:

Il modulo di Poisson è stato determinato per tutte le geometrie analizzate verificando la pendenza negativa delle curve di deformazione trasversale vs deformazione assiale, ottenute con diversi cicli di compressione.

Questi test hanno mostrato una buona ripetibilità della risposta relativa alla deformazione. A titolo d'esempio, la Fig.7 mostra la deformazione trasversale vs quella assiale relativa al quinto test di compressione del modello esachirale. La pendenza di questa curva è 0.8, ciò implica un modulo di Poisson pari a 0.8.

Dall'analisi di tutte e sei le prove effettuate si ottiene una stima del valor medio del modulo di Poisson pari a 0.81 ± 0.03 .

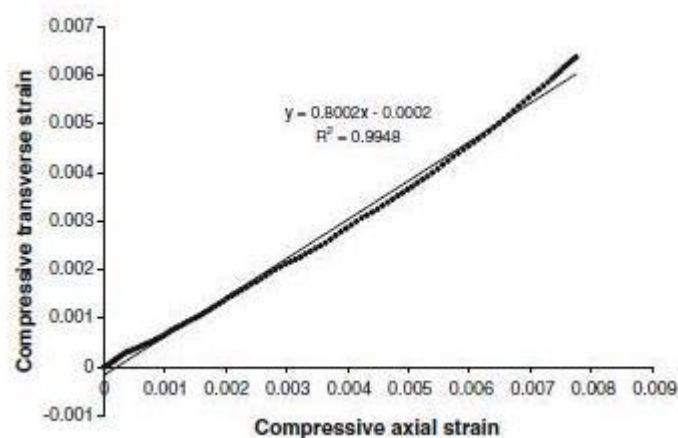


Figura 7: Deformazione trasversale vs deformazione assiale

La tabella riportata in precedenza, oltre che il modulo di Young, confronta il modulo di Poisson relativo ai modelli sperimentale e FE. Si ottiene un perfetto accordo tra numerica e sperimentale, l'unica eccezione è per il modello tetrachirale dove la misura del modulo di Poisson sperimentale è significativamente più piccola che quella ottenuta numericamente.

Questa discrepanza può essere ricondotta con buona probabilità ad un errore in fase sperimentale.

Il legame tra il modulo di Poisson del modello FE ed il parametro geometrico β è mostrato nella Fig.8 ($\alpha = \gamma = 5$).

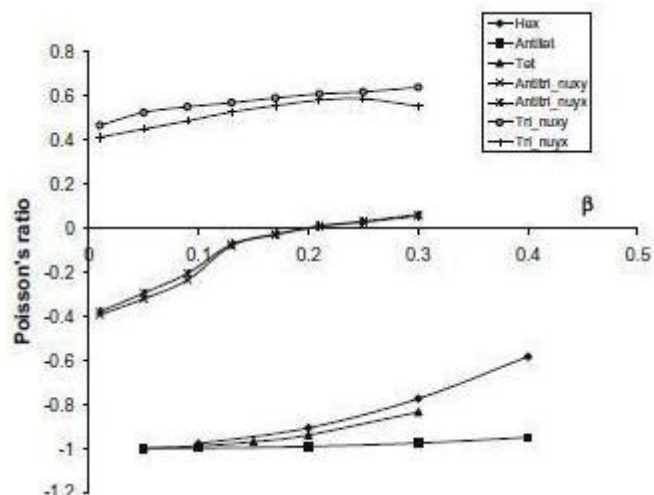


Figura 8: Modulo di Poisson vs beta

Come si evince dal grafico le geometrie che hanno 6 e 4 legamenti, esibiscono un modulo di Poisson negativo per tutto il range di β esaminato, hanno una valore vicino a -1 per bassi valori di β per poi decrescere in modulo ma mano che β aumenta. Questo comportamento è più visibile nelle geometrie esachirali.

Moduli di Poisson positivi per tutti i valori di β esaminati sono previsti nelle geometrie trichirali, alla quale va aggiunto un aumento del Poisson con l'aumento del parametro β .

Un altro caso interessante è l'anti-trichirale che presenta un aumento del Poisson con l'aumentare del parametro β , in questo caso è presente una transizione da Poisson negativi (bassi β , legamenti sottili) a Poisson positivi (alti β , legamenti più spessi).

Nella Fig.9 viene invece mostrato il legame tra il modulo di Poisson ed il parametro α per tutte le geometrie chirali ($\beta = 0.10$ per esachirale, tetrachirale e anti-tetrachirale; $\beta = 0.05$ per trichirale e antitrichirale; $\gamma = 5$ per tutti).

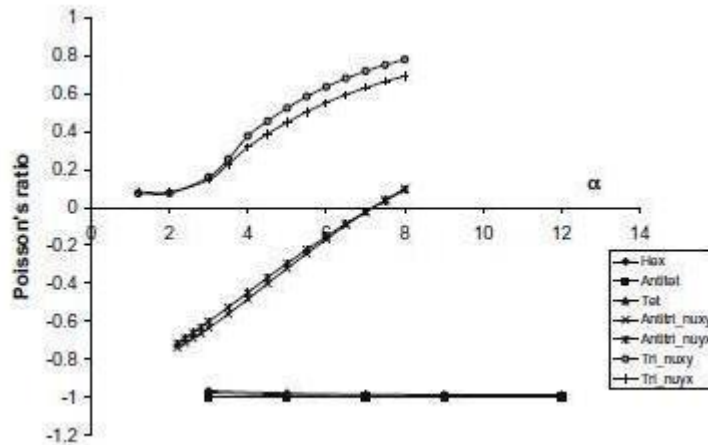


Figura 9: Modulo di Poisson vs alpha

Si evince che la classe di geometrie con 6 e 4 legamenti, presenta un Poisson negativo e praticamente indipendente da α .

Il trichirale e l'anti-trichirale presentano un modulo di Poisson che aumenta con l'aumentare di α .

Il trichirale resta positivo per tutti i valori di α , mentre l'anti-trichirale presenta una transizione da negativo (α bassi, legamenti corti) a positivo (α grandi, legamenti lunghi).

- Meccanismi di deformazione:

I modelli chirali e anti-chirali hanno un meccanismo di deformazione caratterizzato da una rotazione del nodo ed una flessione del legamento.

Nella Fig.10 a, è mostrata la struttura nodo-legamento di una geometria anti-trichirale prima e dopo la deformazione. La compressione genera una coppia nei nodi che di conseguenza subiscono una rotazione nel piano. Questa rotazione determina un momento nei legamenti che di conseguenza si flettono.

Si può inoltre notare che la flessione dell'anti-trichirale determina una forma del legamento a semionda, questo vale anche per l'anti-tetrachirale.

Nei sistemi trichirali i legamenti sottoposti a flessione formano un onda completa piuttosto che una semionda (Fig.10 b). Anche in questo caso i nodi sottoposti ad un carico ruotano generando una coppia che a sua volta produce flessione nei legamenti.

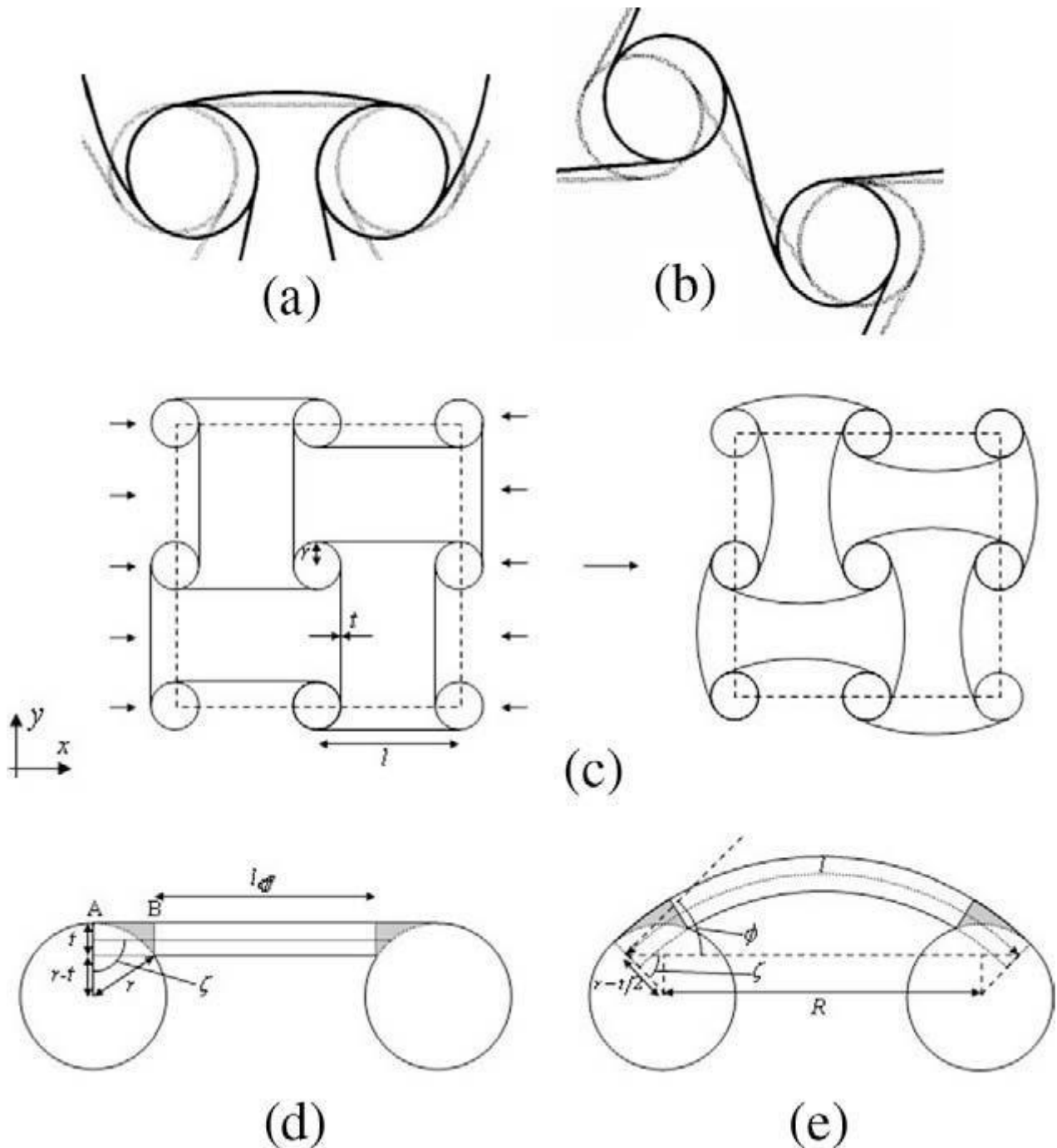


Figura 10: Meccanismi di deformazione

Cio che risulta evidente è che la rotazione del nodo risulta significativamente inferiore rispetto alle geometrie anti-trichirali e che la flessione del legamento è causata anche dalla sua orientazione fuori-asse.

La flessione ad intera onda è stata riscontrata anche per i sistemi esachirale e tetrachirale quando vengono caricati nel piano in maniera monoassiale.

1.3 Problematiche tecnologiche

Un grande punto debole relativo all'applicazione delle topologie chirali alle strutture morphing, è rappresentato dalla realizzazione tecnologica.

Cio dipende dal fatto che realizzare manufatti compositi non-centrosimmetrici è molto complesso.

Una soluzione che è stata adottata per realizzare e studiare diverse topologie chirali è stata quella della prototipazione rapida [18], ma di contro, le proprietà meccaniche dei materiali polimerici utilizzati non sono sufficienti a soddisfare le specifiche in campo aerospaziale e sono anche soggette a significative variazioni in relazione ai parametri tecnologici [19].

Topologie chirali metalliche possono essere prodotte a partire da piastre solide, come in [10],cio però richiede tempo e consumo di materiali oltre a presentare diverse limitazioni.

L'adozione dei materiali compositi ha portato ad un aumento delle potenziali prestazioni e della flessibilità progettuale delle topologie chirali, come è mostrato in [16], permette anche l'applicazione di strategie di produzione diverse.

La tecnologia Resin Transfer Moulding (RTM) descritto in [20] è adatta per la fabbricazione di topologie chirali con materiali compositi, anche se lo spessore dei legamenti che possono essere prodotti non può essere facilmente ridotto al di sotto di certi limiti.

Una tecnologia per la produzione di chirali in parete sottile realizzati per mezzo di pelli laminate in strati è stata concepita in [16] e applicata per produrre unità chirali in compositi che sono state caratterizzate sperimentalmente con l'azione di carichi agenti su piani diversi, per applicazioni morphing e resistenza agli urti [16, 21].

Questi promettenti risultati tecnologici, hanno ispirato il progetto di un cassone alare morphing che ha la capacità di aumentare le proprie dimensioni e di conseguenza aumentare la portanza che si genera con l'aumentare dell'angolo di incidenza, cio si traduce in un aumento della pendenza della curva di portanza vs angolo di incidenza [11]. Siccome il comportamento di questa superficie aerodinamica ricordava quello di una vela marina, il progetto è stato chiamato "chiral sail".

Muovendo da questi risultati, un primo obiettivo è stato quello di progettare un dimostratore che implementasse i concetti di "chiral sail" e che applicasse la

tecnologia di realizzazione in parete sottile in composito al fine di produrre un'intera centina chirale, che è stata conseguentemente testata.

Successivamente è stata proposta una nuova ed innovativa topologia chirale.

Attività numeriche, sperimentali e tecnologiche sono state effettuate al fine di mostrare come l'innovativa topologia proposta eliminasse alcune delle complicazioni relative al processo tecnologico originario ed è particolarmente promettente dal punto di vista delle proprietà meccaniche del chirale in composito.

1.4 Sviluppo di tecnologie per la realizzazione di centine chiralì in composito

Il concetto di "chiral sail" è sostanzialmente quello di un'ala in grado di aumentare passivamente la propria curvatura al crescere dell'angolo di incidenza senza l'applicazione di una forza di attuazione specifica ma per effetto unicamente della propria deformabilità.

Per angoli di incidenza diversi da zero, l'ala si comporta come in Fig.11 modificando la curvatura a causa dell'aumento di pressione sul ventre e la diminuzione sul dorso. Al raggiungimento dell'equilibrio il profilo curvato ha una maggiore capacità di portanza a parità di angolo di incidenza rispetto al profilo simmetrico non deformabile (l'effetto globale è quello di un cambiamento della curva C_L/α).

Il comportamento della struttura è analogo a quello di una vela, anche se la funzione svolta, le rigidità e i carichi in gioco sono sostanzialmente diversi.

Per riuscire nell'intento di progettare una soluzione di questo tipo bisogna tener conto di alcuni fondamentali requisiti:

- Per consentire il movimento desiderato da un punto di vista cinematico, si deve vincolare la sezione in radice dell'ala alla restante struttura in due punti separati in corda. Il profilo sarà costituito da due parti rigide (bordo d'attacco e d'uscita) e da una zona centrale deformabile. Le parti rigide sono vincolate in maniera tale da poter solo ruotare (come se ci fossero cerniere piane).
- Progettare una struttura di supporto interna che si possa deformare sotto l'azione della pressione dinamica.
- Adottare un rivestimento flessibile che si adegui alle elevate deformazioni senza rotture o snervamenti.

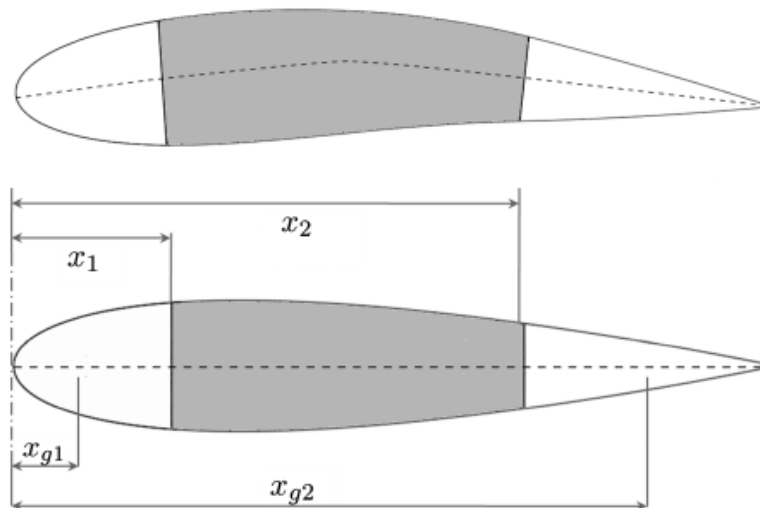


Figura 11: Ala morphing

Per risolvere il problema della struttura interna di supporto l'attuale soluzione utilizzata al Politecnico di Milano considera l'impiego di strutture chirali (Fig.12 e Fig.13).

Il loro comportamento auxetico permette di avere un modulo di elasticità a taglio maggiore che permette alla cella di opporsi alle distorsioni. La maggiore rigidità porta la cella ad opporsi ai cambiamenti di forma distribuendo il carico in più ampie zone e diminuendo le concentrazioni locali di sforzo.

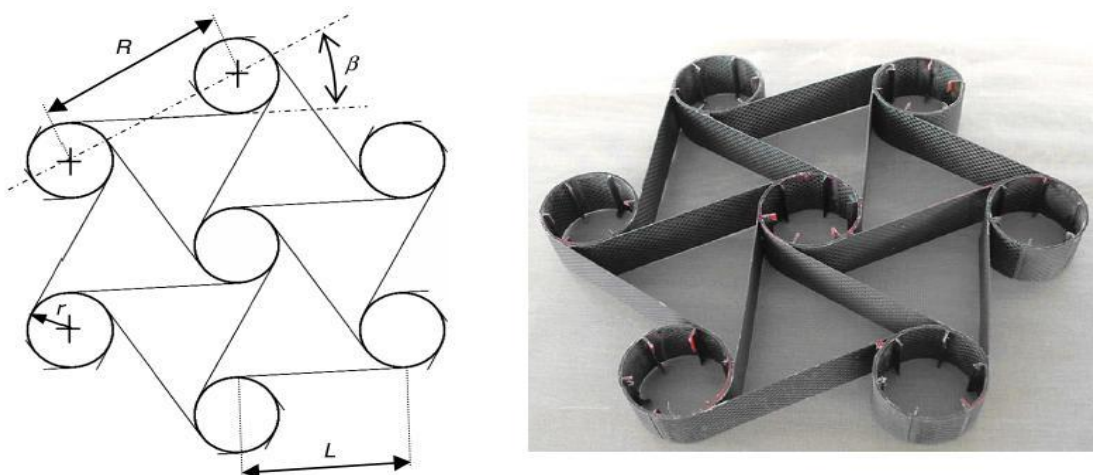


Figura 12: Cella chirale convenzionale

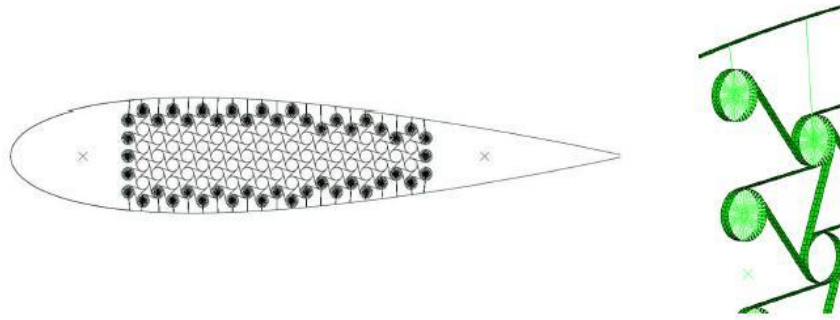


Figura 13: Struttura chirale della centina alare

La soluzione a celle chirali presuppone una nuova tipologia di rivestimento che possa assolvere i normali compiti ad esso demandati pur consentendo i grandi spostamenti che la nuova geometria è in grado di esercitare (Fig.14).

In generale il progetto di una pelle flessibile può essere visto come un requisito fondamentale per lo sviluppo di strutture con capacità morphing, a tal proposito alcuni requisiti di base che questi componenti devono poter assolvere sono:

- Possibilità di sottoporsi a grandi deformazioni recuperando successivamente la forma;
- Bassa rigidezza membranale che riduca l'energia di attuazione necessaria allo spostamento;
- Adeguata rigidezza flessionale al fine di poter reggere i carichi aerodinamici

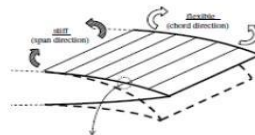


Figura 14: Comportamento morphing

Gli studi condotti suggeriscono gli elastomeri quali candidati ideali ma, avendo bassa rigidità flessionale, devono essere inglobati in una struttura di supporto appositamente progettata.

Va evidenziato infine che la geometria chirale presuppone per sua natura collegamenti puntuali con il rivestimento esterno in corrispondenza dei propri nodi (Fig.13), ciò comporta la necessità di adottare una geometria periodica in direzione della corda.

La attività svolte per il progetto del dimostratore della ‘chiral sail’ hanno confermato la fattibilità del concetto ed inoltre hanno permesso di definire le caratteristiche delle centine chirali in composito necessarie al raggiungimento delle prestazioni morphing.

Il processo tecnologico sviluppato in [16] per la produzione di unità chirali in parete sottile, ottenute per laminazione di materiali compositi, consiste in due fasi distinte: la produzione di legamenti curvi e l’incollaggio dei legamenti stessi pre-polimerizzati, al fine di produrre una topologia chirale nella quale i nodi sono ottenuti per sovrapposizione della parte finale dei legamenti. Tale procedura è stata sviluppata considerando unità chirali composte da 7 nodi, legamenti lunghi $L = 75$ mm e raggio dei nodi $r = 18$ mm. Tali dimensioni sono maggiori di quelle richieste per la produzione delle centine chirali della ‘chiral sail’, quindi sono stati modificati i parametri geometrici: $L = 19.3$ mm ed $r = 10.3$ mm, ciò viene fatto anche per evitare un eccessivo spessore dei nodi.

Nella Fig.15 a, è mostrato lo stampo metallico usato per la produzione dei legamenti, mentre la Fig.15 b, si riferisce alla forma dei legamenti e mostra un esempio di sequenza di laminazione costituita da: 8 plies nella parte centrale del legamento e 4 plies nella parte finale curva dello stesso, ciò per ridurre lo spessore del nodo ottenuto per sovrapposizione dei legamenti. La forma del legamento dispone anche di piccoli ganci all’estremità curve per facilitare il loro assemblaggio.

Un processo di sacco a vuoto in autoclave è stato adottato per produrre un manufatto laminato curvo di larghezza pari a 280 mm (Fig.15 b), dopo è stato tagliato al fine di ottenere legamenti di 20 mm di larghezza (Fig.15 c).

La seconda fase del processo tecnologico viene attuata per sovrapporre ed incollare i legamenti attraverso un secondo ciclo di autoclave.

Per l’incollaggio è stato usato un film adesivo epossidico, AFK-163-2K, posizionato all’estremità curva del legamento come mostrato in Fig.15 c.

Il posizionamento viene effettuato per mezzo di cilindri provvisti di fessure nella quale verranno inseriti i ganci dei legamenti, otteniamo così l'unità chirale mostrata in Fig.15 d.

Uno stampo di assemblaggio, mostrato in Fig.15 e, viene usato per il processo finale in sacco da vuoto in autoclave.

Una caratteristica fondamentale della metodologia di produzione consiste nell'utilizzo di inserti in gomma siliconica, fatti di RECKLITM™ SI. Come è stato discusso in [16] questi elementi, sotto l'azione della pressione in autoclave e della propria espansione termica, esercitano una significativa pressione sugli aderenti promuovendo il processo di incollaggio, il tessuto di carbonio considerato nel progetto del dimostratore, proprietà esposte in Tab.1, è stato utilizzato per produrre due unità chirali, una rigida con spessore 0.7 mm, orientazione delle fibre $[0]_7$, ed una cedevole con spessore 0.3 mm, $[0]_3$.

Tabella 1: Proprietà tessuto di Carbonio

E_{11}	MPa	56550
E_{22}	MPa	56550
ν_{21}	-	0.05
G_{12}	MPa	4040
Spessore ply	Mm	0.1

Un'altra serie di legamenti è stata prodotta utilizzando tessuti preimpregnati in fibra di vetro, SEAL EE48 REM, proprietà mostrate in Tab.2.

Tabella 2: Proprietà tessuto di vetro

E_{11}	MPa	24000
E_{22}	MPa	2400
ν_{21}	-	0.11
G_{12}	MPa	4043
Spessore ply	mm	0.055

Questi legamenti in vetro sono stati utilizzati per produrre due unità chirali, una rigida con spessore di 0.95 mm, $[0]_{17}$, ed una cedevole con spessore di 0.50 mm e orientazione delle fibre di $[-45, +45]_{5S}$.

Alcune di queste celle prodotte sono riportate nella Fig.16 a.

Le unità chirali prodotte (sia quelle in carbonio che quelle in vetro) sono state testate a trazione, inserendo perni in acciaio in due nodi. Questi perni sono stati collegati a forcelle in lega leggera di alluminio (Fig.16 b e c) e fissati alle teste della macchina servo-idraulica MTS 858.

Per le celle rigide, i perni non sono stati direttamente collegati alla superficie interna dei nodi cilindrici al fine di evitare danneggiamenti prematuri. I nodi di carico sono stati riempiti di resina epossidica e successivamente forati al fine di inserire i perni (Fig.16 a).

Tutti i test sono stati condotti in spostamento, con un rateo di carico pari a 1mm/min.

Sono stati sviluppati modelli FEM delle prove, con i legamenti caratterizzati da elementi di tipo shell del secondo ordine ad 8 nodi (S8R [26]), con una dimensione caratteristica di 1.5 mm. Le sequenze di laminazione sono state modellate tenendo conto della sovrapposizione dei legamenti rastremati.

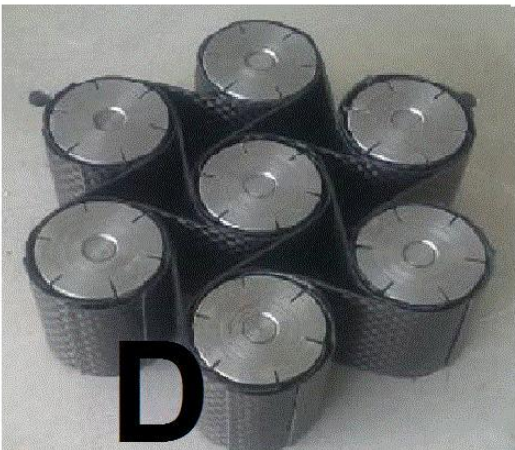
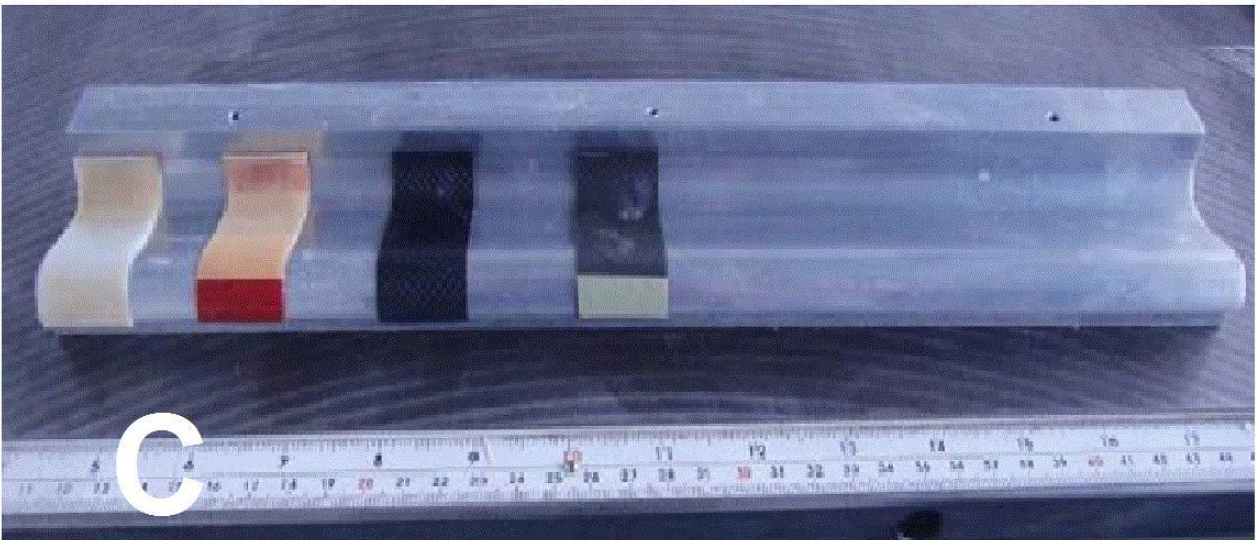
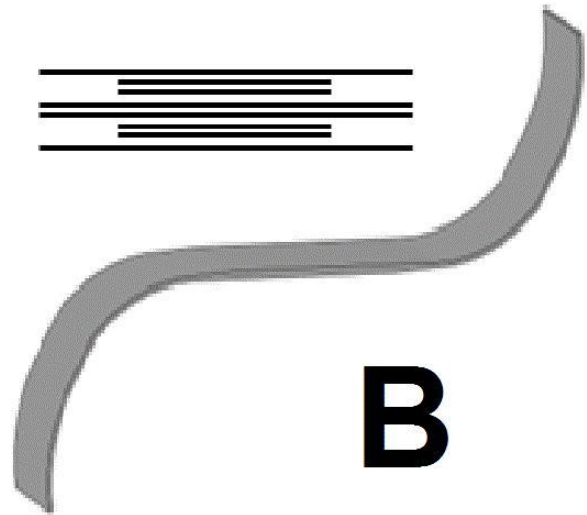
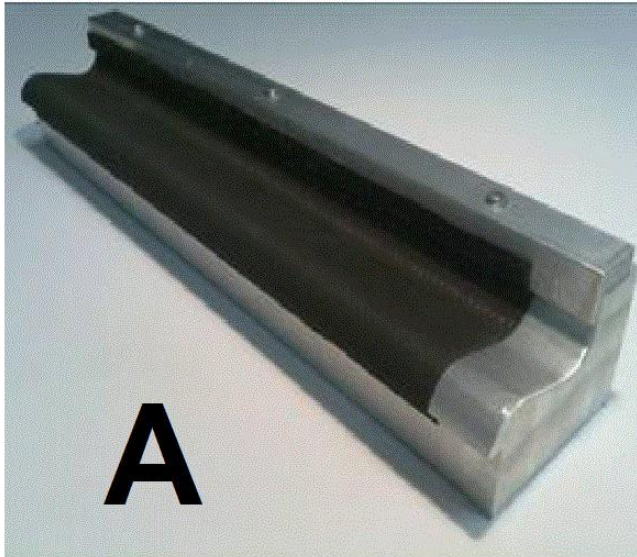


Figura 15: Produzione legamenti

I perni di applicazione del carico sono stati modellati da travi, connessi a due nodi di riferimento e lasciati liberi di ruotare. Tutti i nodi appartenenti ai due cilindri di

estremità sono stati collegati mediante un vincolo chiamato ‘kinematic coupling’ alle beam che modellano i perni, questo vincolo costringe i nodi a seguire la rotazione della trave come se fossero collegati rigidamente ma lascia la possibilità di movimento in direzione radiale. Le analisi effettuate considerano effetti geometrici non lineari.

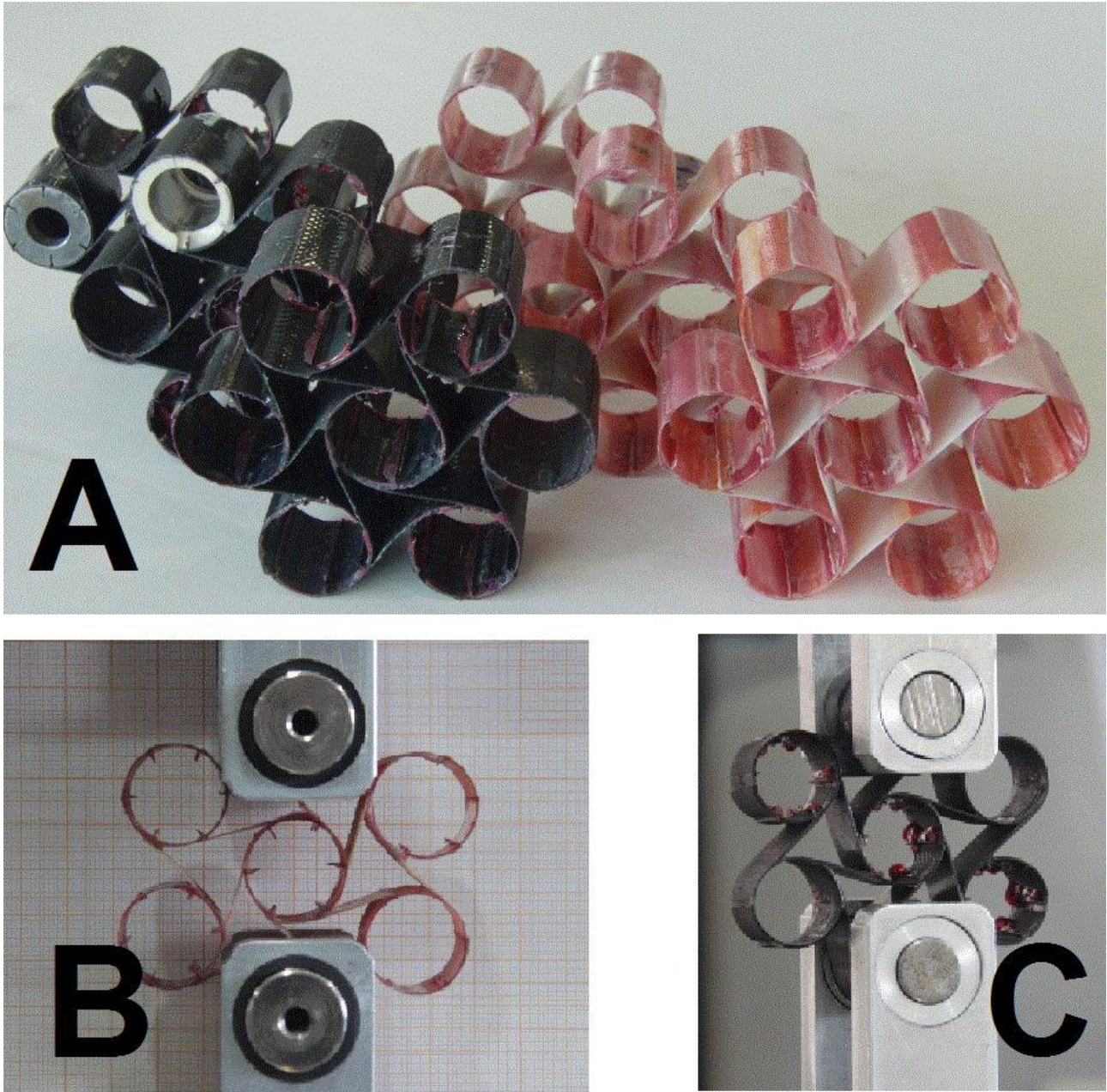


Figura 16: Celle chirali e metodologia di vincolo alla macchina di prova

I risultati dei test sperimentali e numerici in termini di curva forza vs spostamento sono riportati in Fig.17. Tali risultati confermano che la rigidità delle unità chirali

realizzate in composito e in parete sottile, con proprietà geometriche fissate, può variare largamente in funzione della sequenza di laminazione dei legamenti.

Si può osservare un comportamento sostanzialmente lineare, anche se qualche non-linearità è riscontrabile nella fase iniziale di alcuni test effettuati sulle celle rigide, questo comportamento può essere attribuito al cedimento della resina introdotta nei cilindri. Considerando le imprecisioni nella laminazione dei legamenti rastremati e la presenza dello strato di adesivo nella parte di sovrapposizione dei legamenti, la correlazione numerico-sperimentale è accettabile.

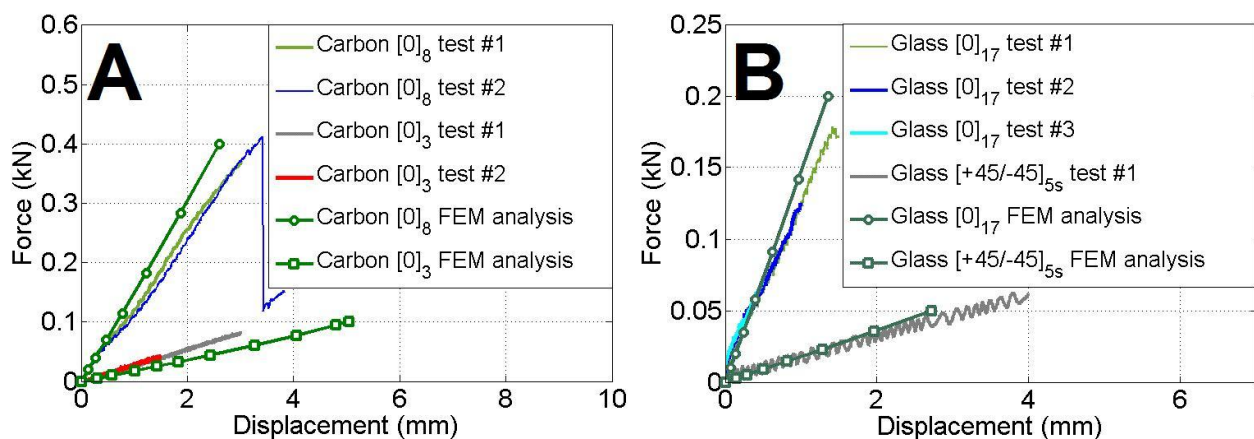


Figura 17: Forza vs spostamento

Le celle rigide sono state testate in trazione fino a rottura. La rottura è presentata in Fig.18 a e b, per carbonio e vetro rispettivamente.

La rottura nella cella in carbonio si verifica a 0.4 kN ed è caratterizzata dal “debonding” di un legamento connesso ad un altro nella zona di sovrapposizione. Nelle celle di vetro la rottura si ha per 0.2k N nella stessa zona vista per il carbonio.

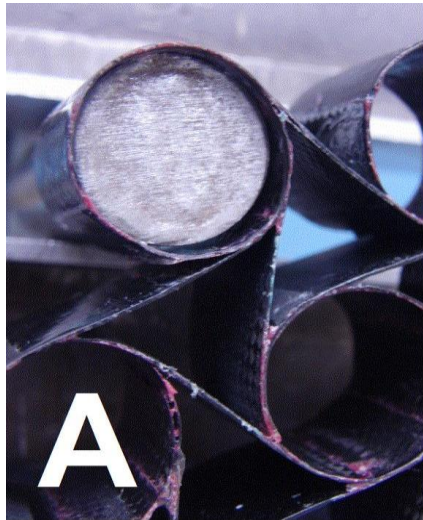
Il fenomeno del “debonding” può essere osservato nella Fig.18 b, nella quale è anche evidente la rottura del legamento. Infatti, i legamenti tendono a distendersi intorno al nodo quando viene applicata una forza di trazione, tale carico promuove lo sviluppo di una modalità di rottura negli strati di adesivo.

I modelli ad elementi finiti delle celle chirali possono essere usati per valutare le condizioni di rottura. L’andamento dello sforzo assiale sulla superficie dei legamenti per la cella in carbonio è riportato in Fig.18 c, in corrispondenza del carico di rottura sperimentale (0.4 kN). Si può osservare che i legamenti vicini ai cilindri finali subiscono maggiore flessione, con sforzi longitudinali più alti di 600 MPa.

Questo sforzo corrisponde, in accordo con i valori riportati in Tab.1, ad una deformazione maggiore dell'1%, che può essere considerata vicina alla condizione di cedimento del tessuto di carbonio caricato lungo la direzione delle fibre [15].

Questi risultati relativi al cedimento, confermano i risultati ottenuti per celle chirali più grandi testate in [16], dove il cedimento avveniva per ‘‘debonding’’ nelle condizioni di massima resistenza a flessione raggiunta. Ciò implica che un buon incollaggio può essere effettuato in fase produttiva.

Per i modelli in carbonio con $L = 19.3$ mm ed $r = 10.3$ mm è stato calcolato il momento flettente che determina lo svolgimento del nodo per unità di larghezza che è stato applicato al legamento in condizioni di cedimento. Questo è risultato essere maggiore di 50 Nmm/mm ed è stato usato per verificare il progetto della centina chirale in composito.



S, S22
Multiple section points
(Avg: 75%)

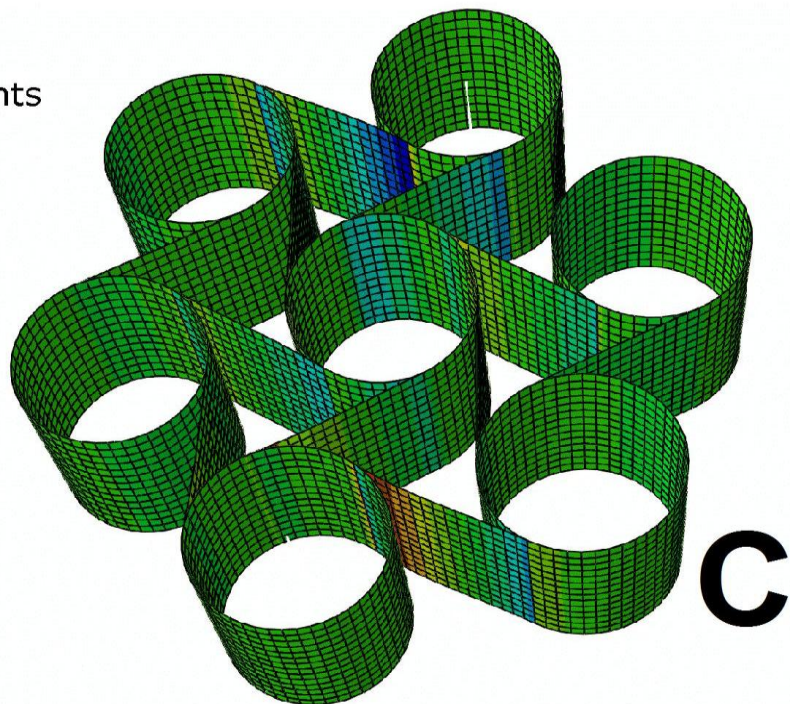
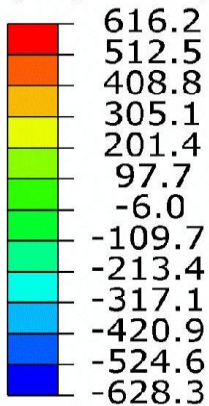


Figura 18: Debonding, rottura del legamento e sforzo assiale

L'andamento dello sforzo longitudinale e del momento flettente per unità di larghezza della centina centrale appartenente alla "chiral sail" è mostrato in Fig.19, in corrispondenza delle condizioni di progetto.

I legamenti maggiormente caricati sono quelli ai bordi della centina, questi subiscono condizioni di sforzo più elevate rispetto a quelle caratteristiche della zona centrale. Tuttavia, si può osservare in Fig.19 a, che il massimo valore assoluto di sforzo longitudinale è inferiore a 250 MPa. I momenti flettenti sono sotto i 15 Nmm/mm.

Possiamo quindi dedurre che la centina chirale sia stata verificata rispetto alla condizione di rischio di rottura vista nelle prove sperimentali.

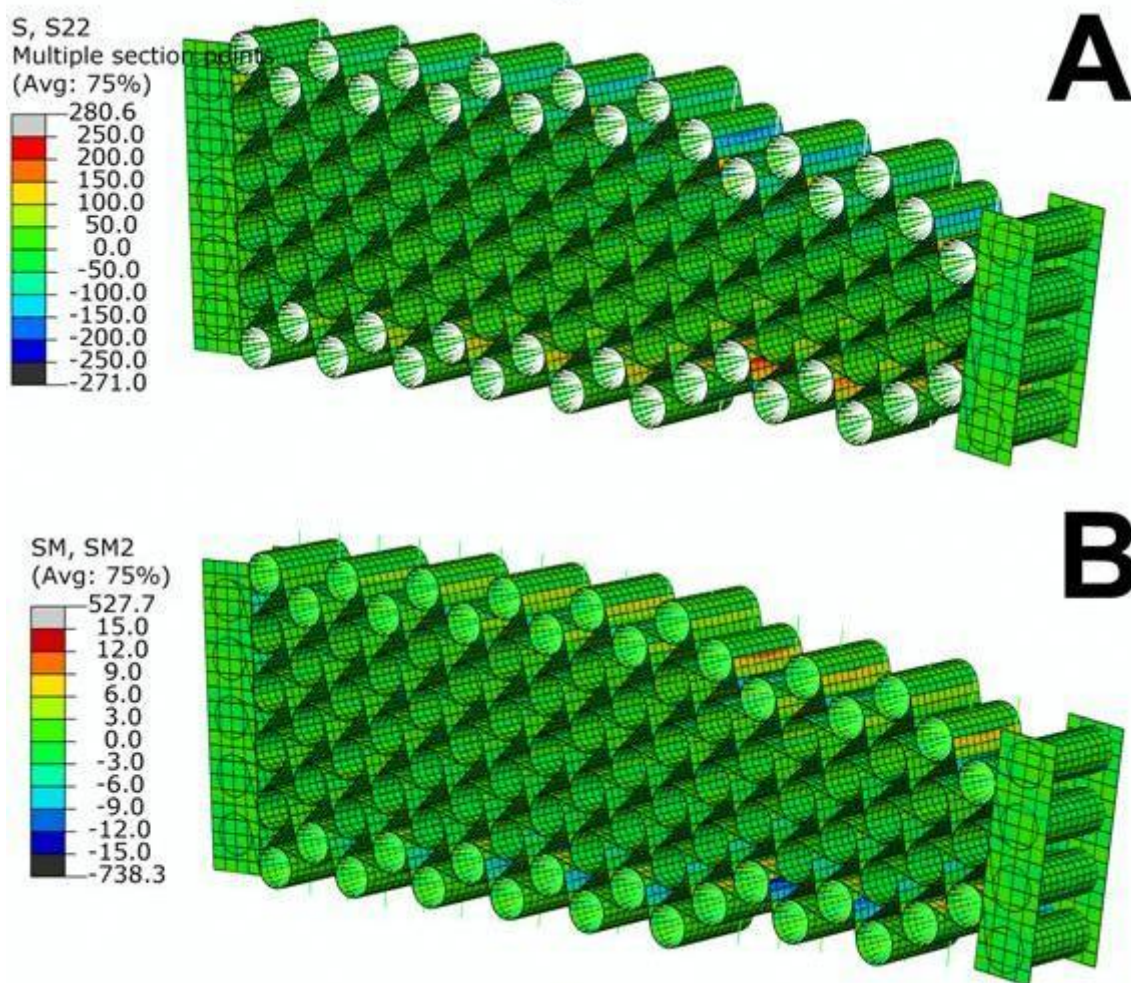


Figura 19: Andamento degli sforzi nella centina chirale

Una delle centine laterali del dimostartore della “ chiral sail” è stata prodotta per valutare il processo tecnologico volto alla produzione di componenti strutturali in composito con topologia chirale e valutarne le proprietà.

Dopo una serie di prove di produzione, è stato deciso di applicare una sequenza di laminazione uniforme costituita da 5 plies per i legamenti. Stampi metallici aggiuntivi, sono stati prodotti al fine di ridurre il numero di cicli in autoclave necessari alla produzione dei legamenti (Fig.15 a), una piastra in lega leggera di alluminio è stata utilizzata come base per lo stampo di assemblaggio, dotata di fori in corrispondenza dei nodi della rete chirale.

Il posizionamento preliminare dei legamenti è mostrato in Fig.20 a. Una modifica rispetto alla tecnologia originale è stata introdotta utilizzando cilindri di

posizionamento costituiti da politetrafluoroetilene (PTFE), per facilitare l'estrazione di tali elementi al termine del processo.

Sono stati prodotti separatamente inserti in gomma siliconica e l'assemblaggio è avvenuto progressivamente, prima introducendo un unico cilindro PTFE, dopo i legamenti agganciati su questo elemento e alla fine gli inserti in gomma. In Fig.20 b, è mostrata una delle fasi di questo processo. Lo stampo completo, dotato di dighe in lega leggera di alluminio, è mostrato in Fig.20 c.

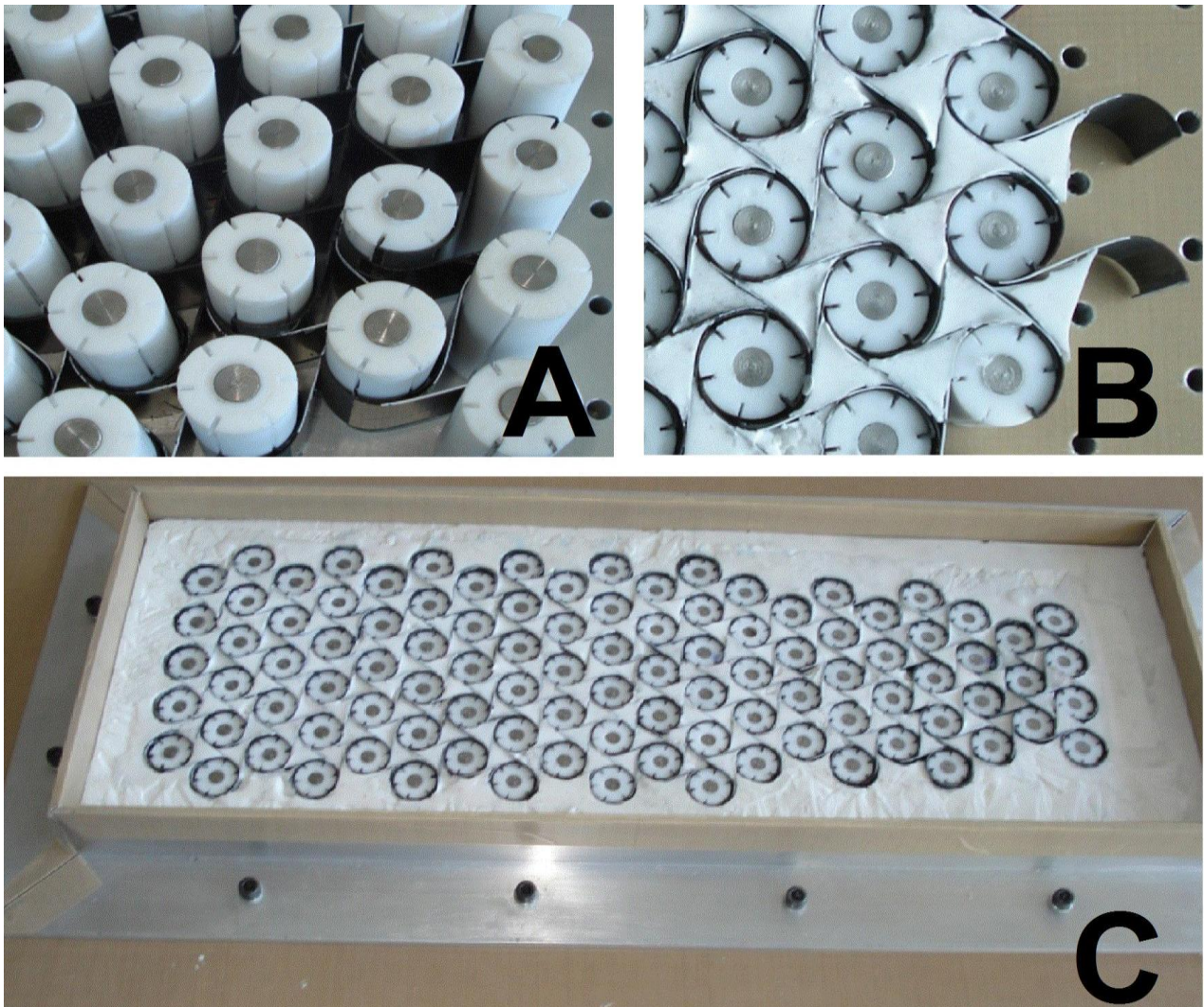


Figura 20: Assemblaggio della centina chirale

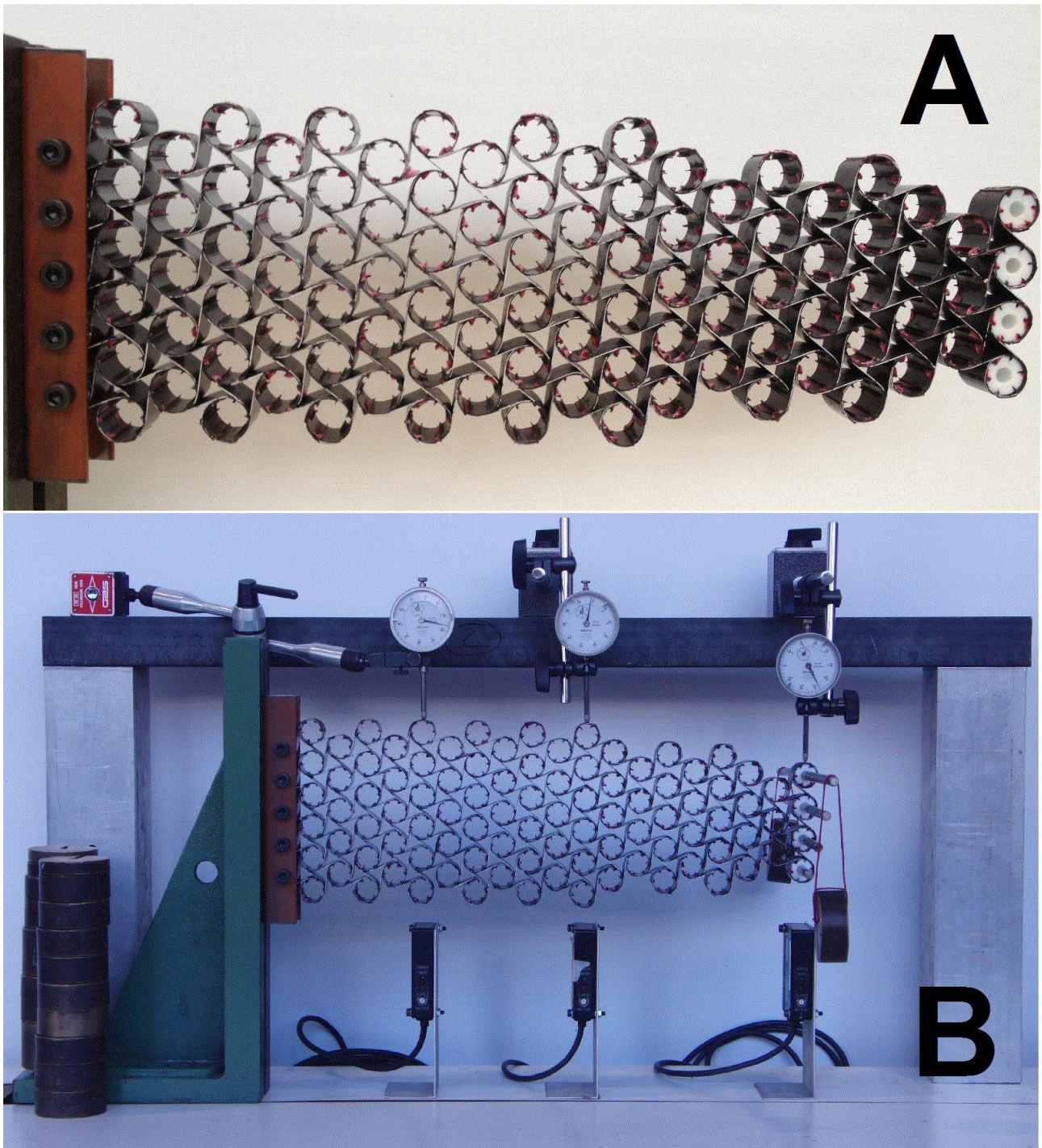


Figura 21: Centina assemblata e vincolata

La centina prodotta è mostrata nella Fig.21 a, questa è stata estratta facilmente dallo stampo di assemblaggio senza mostrare alcun difetto visibile.

Per testare le proprietà meccaniche del componente, è stato concepito un test che considera la configurazione con tutti i nodi dell'estremità anteriore bloccati ad un apparecchio di acciaio e sono stati applicati dei pesi agli altri nodi in differenti

stazioni. I cilindri di posizionamento PTFE sono stati reinseriti in tutti i nodi nella quale sia i vincoli che i carichi sono stati applicati per mezzo di perni metallici inseriti nei fori centrali degli elementi in PTFE.

Il set-up sperimentale, mostrato in Fig.21 b, include una serie di pesi da 0.5 Kg, combinati in differenti step di carico ed in tre stazioni di carico sul bordo inferiore della centina. Per misurare la deflessione dei nodi inferiori sono stati usati una serie di trasduttori laser, in corrispondenza delle stazioni di carico, la deflessione dei nodi superiori invece, è stata misurata per mezzo di micrometri (Fig.22).

Load table

Step	A	B	C
	(kg)	(kg)	(kg)
1	0	0.5	0
2	0	1	0
3	0.5	1	0
4	1	1	0
5	1	1	0.5
6	1	1.5	0.5
7	1	2	0.5
8	1.5	2	0.5
9	2	2	0.5
10	2	2	1
11	1	3	1
12	0	3	2
13	0	4	1
14	0	4	0
15	0	0	0

Loading scheme and measuring stations

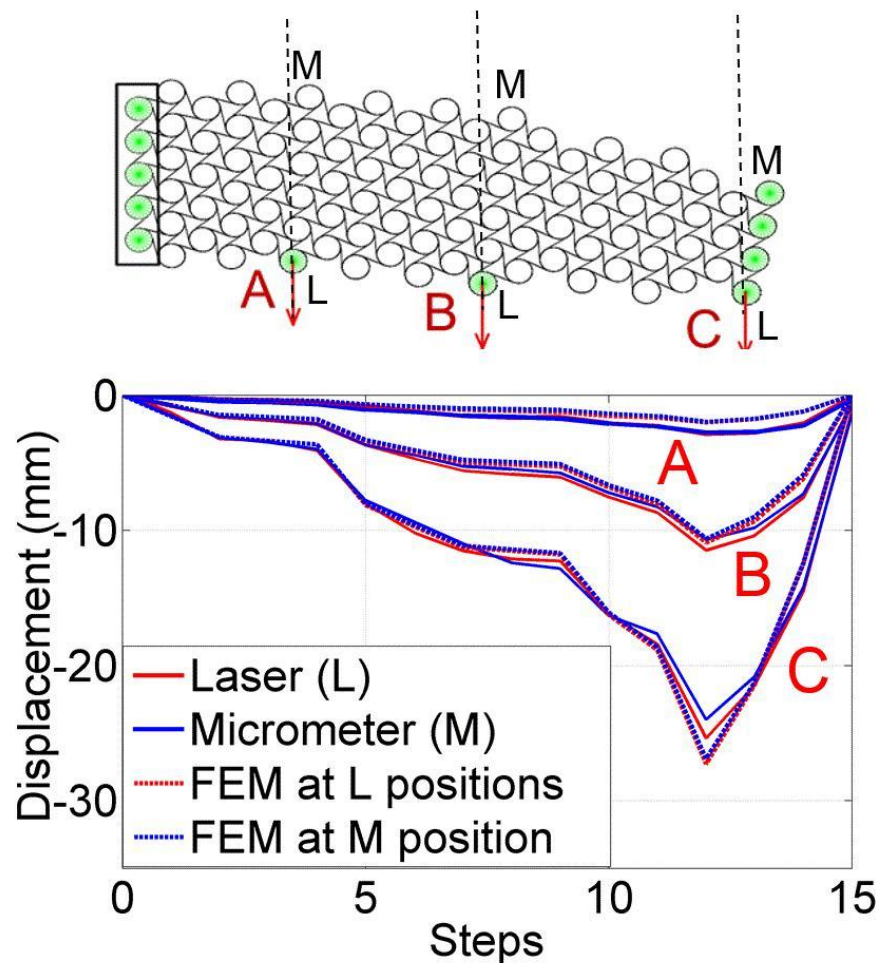


Figura 22: Risultati della prova

Tuttavia, poiché un aumento del 15% dello spessore dei legamenti, corrisponde approssimativamente ad aggiungere una ply nei legamenti stessi, la modifica da effettuare al modello per avere un'ottima correlazione è minima.

Grazie a ciò è possibile affermare che, anche se l'esperimento effettuato sulla centina, non rappresenta esattamente sia la configurazione della centina che le condizioni di carico del progetto del dimostratore, le attività numeriche, tecnologiche e sperimentali effettuate confermano la fattibilità del processo tecnologico e validano parzialmente le previsioni ottenute dai modelli numerici dell'intero dimostratore.

1.5 Problematiche emerse nello sviluppo della tecnologia

Il processo di produzione delle topologie chirali ha evidenziato alcune problematiche. Anche se il processo tecnologico ha portato alla produzione di topologie chirali con più di 200 legamenti, è emersa una grande richiesta di tempo, in particolare per la preparazione dello stampo di assemblaggio finale, che richiede un'elevata precisione nel posizionamento del film adesivo e nell'inserimento degli elementi in gomma. Inoltre è da tenere presente che l'incollaggio tra i legamenti rappresenta una criticità intrinseca del concetto strutturale sviluppato. Si evidenzia inoltre, che le prove meccaniche di trazione hanno dimostrato che si va a rottura (debonding) quando i legamenti sono vicini al loro limite flessionale, ciò conferma che gli elementi elastomerici concorrono ad una buona qualità dell'incollaggio.

Tuttavia le cuspidi nei punti di tangenza della topologia chirale, rappresentano una zona molto critica per lo sviluppo di fratture.

Gli aspetti promettenti messi in evidenza nelle attività pregresse su elementi in composito a parete sottile con topologie chirali e le problematiche qui menzionate motivano uno studio volto a migliorare il processo di produzione delle celle e, nel contempo, a eliminare le problematiche relative alla scarsa resistenza che gli incollaggi fra i legamenti mostrano in condizioni di trazione.

Capitolo 2

Studi numerici per lo sviluppo di topologie chirali a nodi poligonali

2.1 Individuazione di nuove topologie e nuovi processi tecnologici

Le problematiche viste alla fine del primo capitolo hanno portato allo sviluppo di una nuova topologia esachirale.

Il nuovo approccio è basato su di una tessellatura ottenuta per accostamento di forme poligonali chiuse, come i triangoli mostrati in Fig.23 a. Un corretto posizionamento di questi triangoli produce una geometria non-centrosimmetrica con nodi esagonali connessi tramite legamenti.

Si ha quindi lo sviluppo di una topologia esachirale con nodi poligonali al posto dei nodi cilindrici, simile alle topologie realizzate in RTM e presentate in [20]. Si può inoltre notare come si possono ottenere diverse topologie chirali, un esempio può essere il tetrachirale che si ottiene per accostamento di quadrati.

Un potenziale vantaggio che deriva da questo nuovo concetto tecnologico è rappresentato dalla maggiore facilità di assemblaggio, questa deriva dal fatto che si hanno forme poligonali che verranno incollate lungo lati dritti. Un altro vantaggio che ne deriva è rappresentato dal fatto che in questa nuova topologia le cuspidi tendono a chiudersi sotto un carico di trazione come mostrato in Fig.23 b. Nonostante il problema della distensione delle cuspidi si presenti ancora ma sotto un carico di compressione, il fatto che le cuspidi siano orientate verso l'interno del nodo permette l'inserimento di un riempitivo che aumenterà la resistenza delle cuspidi senza intaccare la cedevolezza dei legamenti.

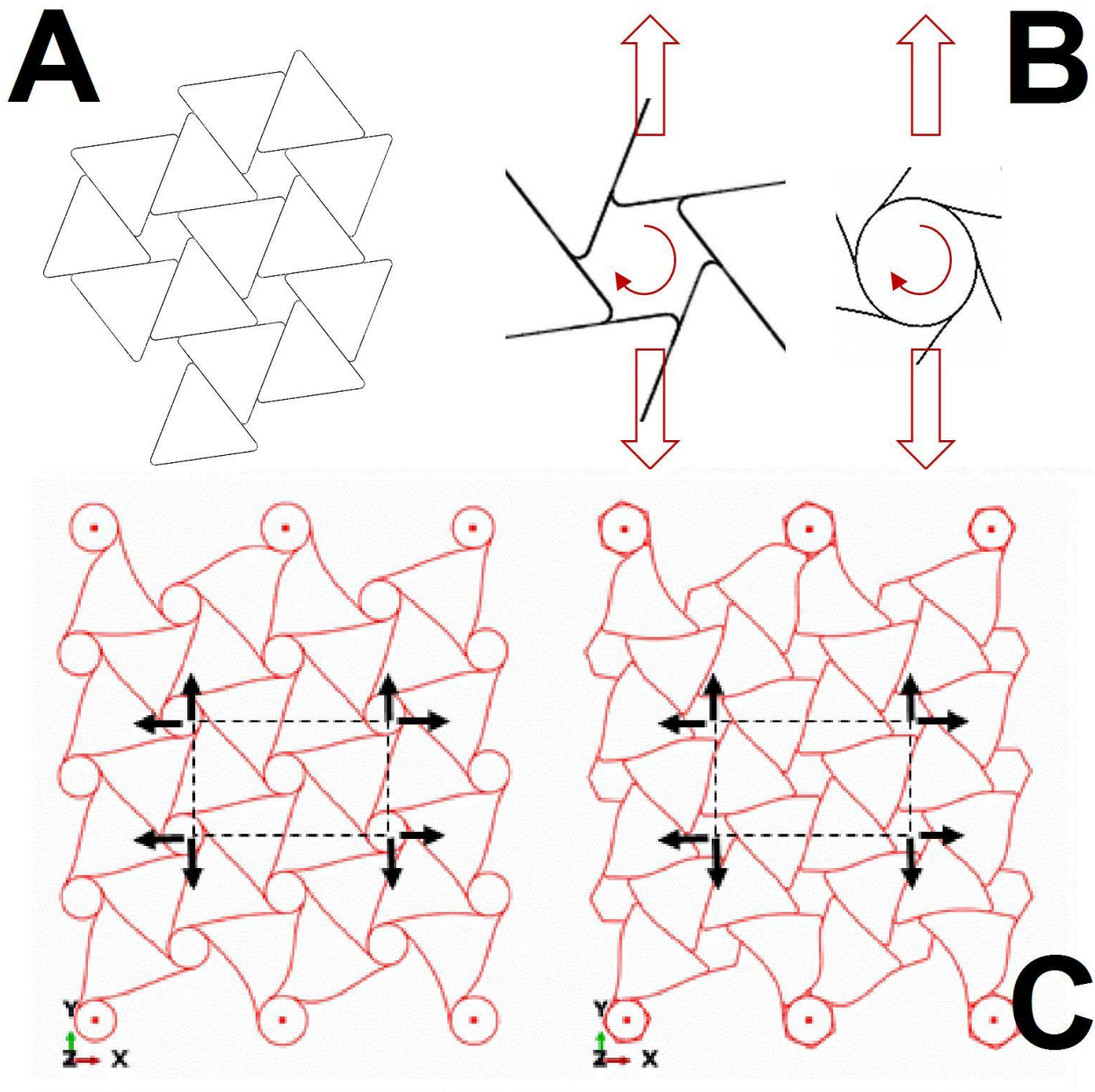


Figura 23: Confronto tra vecchia e nuova topologia chirale

Le considerazioni appena fatte hanno motivato uno studio numerico volto alla valutazione del comportamento auxetico che può essere ottenuto da questa nuova topologia realizzata in composito ed in parete sottile, ottenuta per accostamento di tubi a base triangolare.

Le dimensioni scelte per valutare tale topologia chirale sono: $L = 25$ ed $r = 5$ (r rappresenta l'apotema dell'esagono ed L la lunghezza del legamento), questa topologia è stata messa a paragone con la vecchia costituita da nodi circolari e delle stesse dimensioni.

Nella nuova topologia, la lunghezza libera del legamento risulta essere minore, ciò comporta una maggiore rigidità che la topologia originaria.

Definite le dimensioni geometriche, si procede con l'analizzare quale sia la configurazione numerica che permetta di valutare al meglio il comportamento auxetico della struttura, da confrontare con lo stesso modello con morfologia chirale originale. Si sceglie una configurazione che permetta di avere valori di deformazioni depurate dall'affetto dei vincoli che simulano le prove sperimentali.

2.2 studi numerici preliminari

I modelli ad elementi finiti delle reti chirali a nodi circolari e poligonali sono riportati in Fig.23 c. I modelli sono stati sviluppati per effettuare analisi statiche lineari con il codice Simulia/Abaqus.

Il modello numerico volto alla valutazione del modulo di Poisson è costituito 23 nodi esagonali e 28 triangoli laminati. In questo modello si hanno tre nodi di riferimento superiori e 3 inferiori alle quali verranno applicati vincoli e carichi. La mesh è costituita elementi S4R [26] con dimensioni tipiche dell'ordine del millimetro.

Il vincolo è stato modellato al fine di riprodurre fedelmente il collegamento della rete chirale alla macchina di prova e di valutare il comportamento auxetico. Per far ciò, sono stati inseriti 2 elementi di trave, creati all'interno dei nodi superiori ed inferiori del modello, aventi nodi di estremità collegati rigidamente a nodi di riferimento che sono quelli che verranno vincolati e caricati. Tali nodi di riferimento sono quindi da pensarsi collegati a una macchina di prova. Tuttavia, i vincoli e l'applicazione dei carichi sono modellati considerando il solo grado di libertà traslazionale verticale. In questo modo i nodi della struttura chirale saranno in grado di traslare orizzontalmente permettendo al componente di evidenziare un comportamento auxetico.

Inoltre, le rotazioni torsionali degli estremi delle travi, invece, sono state liberate rilasciando i gradi di libertà locali. Le travi si spostano quindi in verticale in modo solidale con i nodi di riferimento e sono libere di traslare orizzontalmente e di ruotare attorno al loro asse.

Per quanto riguarda il collegamento fra queste travi, che rappresentano dei perni, e la struttura chirale, il nodo centrale in comune dei due elementi di trave (beam) è collegato ai nodi di un cilindro modellato a shell, che è inscritto all'interno dell'esagono di collegamento alla macchina di prova mediante. Un vincolo di "kinematic coupling" [26], permette di collegare lo spostamento tangenziale dei nodi delle shell del cilindro al moto di rotazione del nodo centrale della trave. Tale vincolo

funziona collegando la rotazione del nodo della trave allo spostamento tangenziale dei nodi del cerchio, espresso in θ rispetto a un sistema di riferimento cilindrico avente come asse z l'asse stesso della trave che rappresenta il perno. Infine il cilindro modellato a shell è collegando con il nodo esagonale della struttura chirale mediante un collegamento TIE [26] che rappresenta una metodologia di giunzione fra mesh dissimili non aventi nodi in comune, messa a disposizione dal codice Abaqus.

Per quanto riguarda il carico, essendo state effettuate analisi lineari in spostamento, è stato imposto uno spostamento di 10 mm nella direzione verticale ed applicato ai nodi di riferimento superiori.

Nella Fig.24, è riportato un dettaglio del sistema di vincolo.

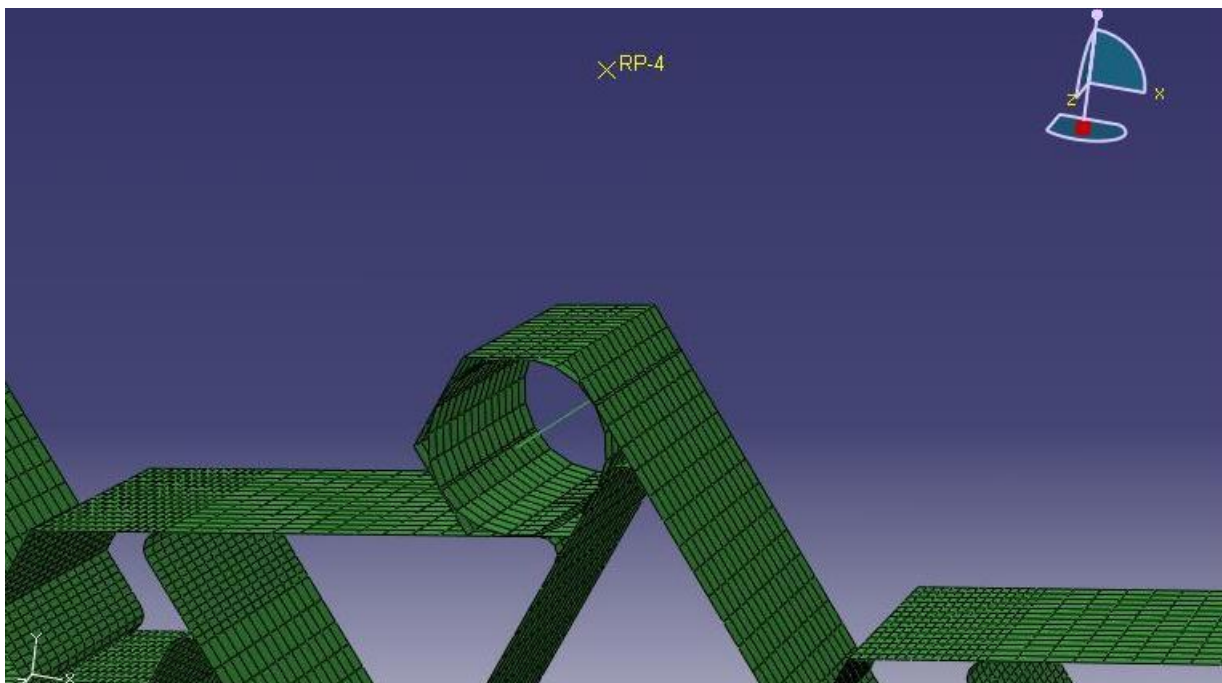


Figura 24: Dettaglio dello schema di vincolo

Il materiale usato è il tessuto preimpregnato di carbonio le cui caratteristiche sono quelle descritte nella Tab.1.

2.2.1 Metodo di calcolo del modulo di Poisson

Il modulo di Poisson è stato calcolato andando a valutare lo spostamento dei punti centrali di 4 nodi del modello indicati in Fig.25, per ogni nodo la posizione del centro è stata valutata facendo la media delle coordinate di 4 punti lungo il perimetro del nodo, nella configurazione indeformata e deformata come esposto di seguito.

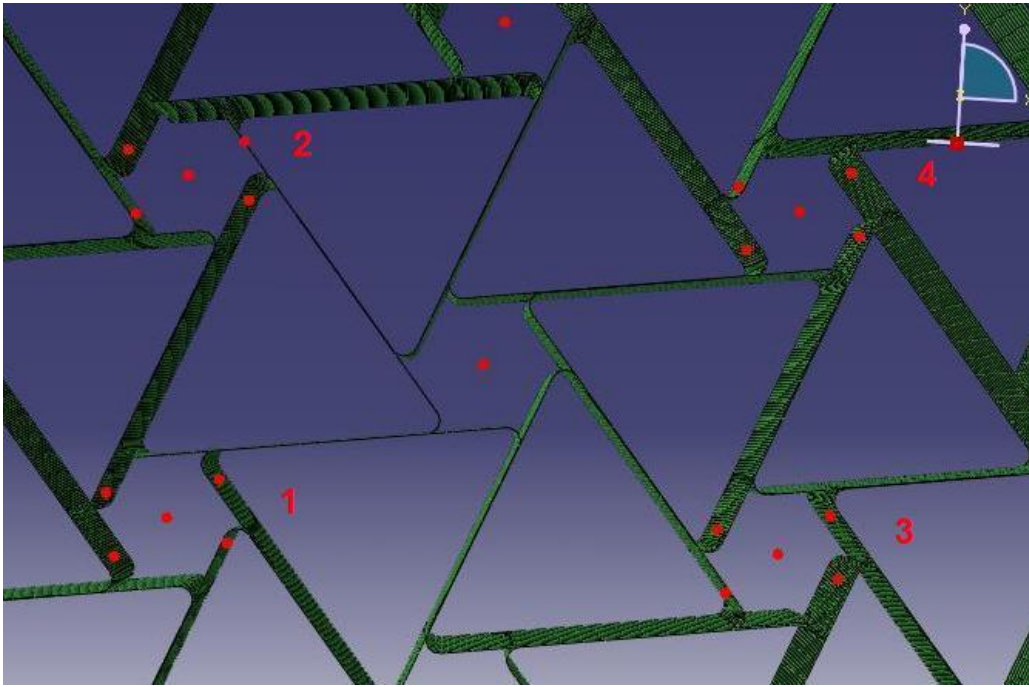


Figura 25: Punti di calcolo del Poisson

Il metodo di calcolo per il modulo di Poisson è il seguente:

1. Calcolo il Δv sinistro verticale come:

$$- \Delta v_{_sx} = (v4 - v3);$$

2. Calcolo la $L0$ verticale sinistra come:

$$- L0y_{_sx} = (y4 - y3);$$

3. Calcolo la ε verticale sinistra come:

$$- \varepsilon y_{_sx} = \frac{\Delta v_{_sx}}{L0y_{_sx}};$$

4. Calcolo il Δv destro verticale come:

$$- \Delta v_{_dx} = (v2 - v1);$$

5. Calcolo la $L0$ verticale destra come:

$$- L0y_{_dx} = (y2 - y1);$$

6. Calcolo la ε verticale destra come:

$$- \varepsilon y_{_dx} = \frac{\Delta v_{_dx}}{L0y_{_dx}};$$

7. Calcolo la ε verticale come media tra le ε_y :

$$- \varepsilon_y = \frac{(\varepsilon_{y_dx} + \varepsilon_{y_sx})}{2};$$

8. Calcolo il Δu superiore come:

$$- \Delta u_sup = (u_2 - u_4);$$

9. Calcolo la $L0$ orizzontale superiore come:

$$- L0x_sup = (x_4 - x_2);$$

10. Calcolo la ε orizzontale superiore come:

$$- \varepsilon x_sup = \frac{\Delta u_sup}{L0x_sup};$$

11. Calcolo il Δu orizzontale inferiore come:

$$- \Delta u_inf = (u_1 - u_3);$$

12. Calcolo la $L0$ orizzontale inferiore come:

$$- L0x_inf = (x_3 - x_1);$$

13. Calcolo la ε orizzontale inferiore come:

$$- \varepsilon x_inf = \frac{\Delta u_inf}{L0x_inf};$$

14. Calcolo la ε orizzontale come media tra le εx :

$$- \varepsilon x = \frac{(\varepsilon x_inf + \varepsilon x_sup)}{2};$$

15. Calcolo il modulo di Poisson, ν , come:

$$- \nu = -\frac{\varepsilon x}{\varepsilon y}.$$

Di seguito si riportano i calcoli effettuati per il confronto tra vecchia e nuova topologia analizzando i modelli riportati in Tab.3.

Tabella 3: Caratteristiche di laminazione analizzate

Tipo di nodo	Spessore legamento [mm]	Spessore nodo [mm]
Circolare	0.3	0.4
Esagonale	0.3	0.4
Esagonale	0.3	0.6

Tabella 4: Coordinate punti centrali della rete chirale a nodi circolari

NODO	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
1	-23.3200	-13.4650	0
2	-23.3200	13.4650	0
3	23.3200	-13.4650	0
4	23.3200	13.4650	0

Tabella 5: Calcolo del Poisson per rete chirale a nodi circolari

SX	Δv [mm]	L0y [mm]	ϵ_y
	-1.3613	26.9300	-0.0505
DX	Δv [mm]	L0y [mm]	ϵ_y
	-1.3610	26.9300	-0.0505
Sup	Δu [mm]	L0x [mm]	ϵ_x
	-1.4750	46.6400	-0.0316
Inf	Δu [mm]	L0x [mm]	ϵ_x
	-0.7257	46.6400	-0.0156

Tabella 6: Valori di deformazione media per morfologia chirale a nodi circolari

ϵ_y	-0.0505
ϵ_x	-0.0236

Tabella 7: Poisson rete chirale a nodi circolari

ν	-0.4668
-------	----------------

Tabella 8: Coordinate dei punti centrali per rete chirale a nodi esagonali

NODO	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
1	-23.3200	-13.4650	0
2	-23.3200	13.4650	0
3	23.3200	-13.4650	0
4	23.3200	13.4650	0

Tabella 9: Calcolo del Poisson per rete chirale a nodi poligonali

SX	Δv [mm]	L0y [mm]	ϵy
	-1.4060	26.9300	-0.0455
DX	Δv [mm]	L0y [mm]	ϵy
	-1.2242	26.9300	-0.0522
Sup	Δu [mm]	L0x [mm]	ϵx
	-1.1575	46.6400	-0.0248
Inf	Δu [mm]	L0x [mm]	ϵx
	-0.9352	46.6400	-0.0201

Tabella 10: Deformazioni medie rete chirale a nodi esagonali

ϵy	-0.0488
ϵx	-0.0224

Tabella 11: Poisson rete chirale a nodi esagonali

ν	-0.4594
-------	----------------

Tabella 12: Calcolo del Poisson per rete chirale con nodi esagonali più spessi

SX	Δv [mm]	L0y [mm]	ϵ_y
	-1.1635	26.9300	-0.0401
DX	Δv [mm]	L0y [mm]	ϵ_y
	-1.0792	26.9300	-0.0432
Sup	Δu [mm]	L0x [mm]	ϵ_x
	-1.4978	46.6400	-0.0321
Inf	Δu [mm]	L0x [mm]	ϵ_x
	-1.3871	46.6400	-0.0297

Tabella 13: deformazioni medie rete chirali con nodi esagonali più spessi

ϵ_y	-0.0416
ϵ_x	-0.0309

Tabella 14: Poisson rete chirale con nodi più spessi

ν	-0.7427
-------	----------------

2.2.2 Confronto nuova e vecchia topologia

I risultati di tali studi sono riassunti nella Tab.15. Si può osservare che le risposte in termini di auxeticità per nodi circolari ed esagonali sono molto simili, la configurazione convenzionale risulta essere molto più cedevole rispetto alla configurazione a nodi esagonali, come si era previsto.

Un aumento di spessore della parete dei nodi poligonali porta ad un aumento del modulo di Poisson.

Tali risultati sono stati confermati considerando 3 topologie esachirali riportate nella Tab.16. Ai legamenti è stato imposto uno spessore di 0.2 mm mentre si è fatto variare lo spessore dei nodi, aumentandolo progressivamente.

In Fig.26, si evidenzia come uno spessore di parete del nodo di 0.8 mm porta ad un modulo di Poisson nell'intorno di -1. Anche la rigidezza della rete chirale viene influenzata da questa variazione di spessore del nodo.

Tabella 15: Confronto tra le due morfologie chirali

Tipologia nodi chirale	Spessore legamenti (mm)	Spessore nodi (mm)	Rigidezza (N/mm)	modulo di Poisson
circolari	0.3	0.4	32.7	-0.467
esagonali	0.3	0.4	77.4	-0.455
esagonali	0.3	0.6	87.8	-0.743

Tabella 16: Confronto tra morfologie esachirali

Tipo	esagono apotema, r (mm)	Legamento lunghezza, L (mm)	r/L	Rapporto fra lunghezza dei legamenti e spessore
A	5	25.0	0.20	125
B	7	29.2	0.24	146
C	10	30.0	0.33	150

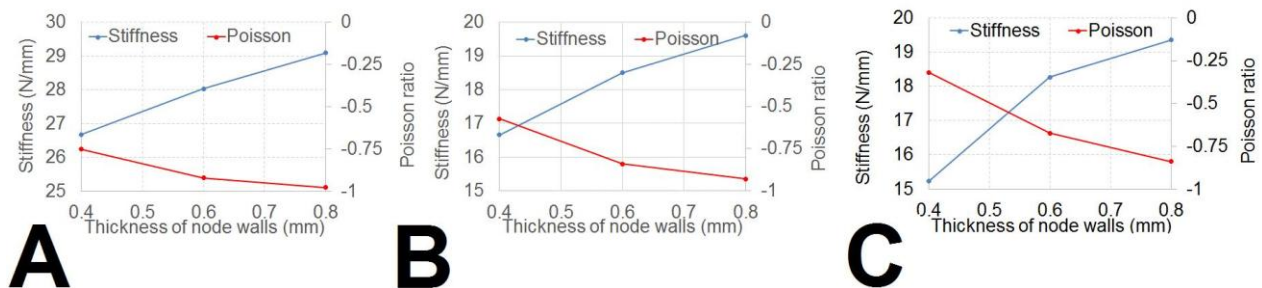


Figura 26: Rigidezza e modulo di Poisson in funzione dello spessore del nodo

In realtà questi studi preliminari non tengono conto della reale realizzazione della rete chirale ottenuta con l'accostamento di tubi triangolari. Infatti applicando il reale processo tecnologico di produzione, si otterranno legamenti con spessore doppio rispetto a quello dei nodi. Questo porterà ad avere nodi cedevoli e legamenti rigidi, con effetto negativo sulla risposta auxetica.

Una soluzione può essere quella di riempire i nodi con una resina, subito dopo aver prodotto la rete chirale. Questa soluzione ha il vantaggio di irrigidire i nodi e di riempire le cuspidi, che rappresentano il punto debole della rete assemblata.

Pertanto, l'introduzione della resina porterà ad un miglioramento sia della resistenza meccanica che del comportamento auxetico.

2.3 topologie con nodi rinforzati

Per studiare il comportamento della topologia chirale con aggiunta di resina all'interno dei nodi è stata selezionata una geometria di quelle riportate in Tab.16. la geometria selezionata è la A caratterizzata da legamanti aventi spessore 0.4 mm e nodi con spessore di 0.2 mm.

I materiali usati per definire le shell del modello numerico sono: un tessuto preimpregnato in fibra di carbonio con orientazione generica delle fibre stesse $[0]_n$, proprietà mostrate in Tab.1, ed un tessuto preimpregnato in fibra di vetro le cui proprietà sono riportate in Tab.2.

Per simulare il comportamento della resina, il modello numerico che era provvisto di sole shell, è stato modificato inserendo elementi solidi all'interno dei nodi (elementi C3D8 [26]) e aventi nodi comuni a quelli delle shell.

Il nodo non è stato totalmente riempito di resina, è stato creato un foro centrale al fine di alleggerire il costo del peso aggiuntivo che ne deriva dall'aggiunta della resina. Lo spessore previsto per la resina spazia in un range di 1 mm ÷ 2 mm.

Vincoli e carico di spostamento sono rimasti invariati.

Un dettaglio del modello a solidi è mostrato nella Fig.27.

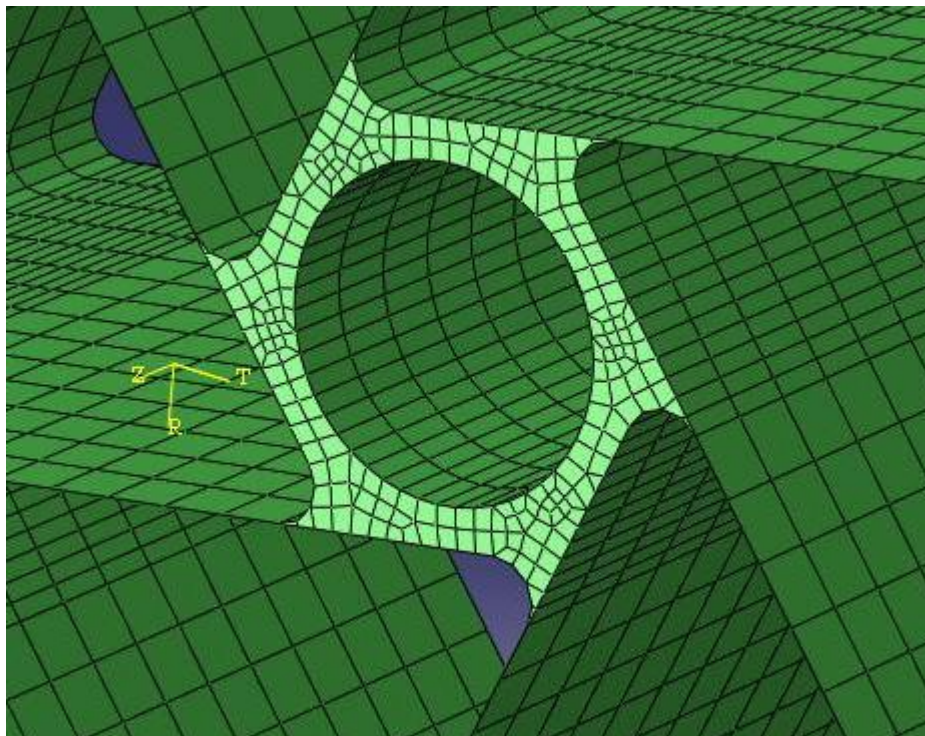


Figura 27: Dettaglio mesh a solidi

Su entrambi i modelli, fibra di vetro e di carbonio, è stato condotto uno studio di sensitività facendo variare il modulo di Young della resina, considerata isotropa e con modulo di Poisson pari a 0.3. i risultati di questo studio sono riportati nella Fig.28 b e c, per la rete chirale modellata in carbonio e vetro rispettivamente. Cio che si può concludere è che un valore per il modulo di Young di 3.5 Gpa porta ad avere un modulo di Poisson nell'intorno di -1, cio risulta coerente con i valori tipici della resina epossidica.

I risultati relativi alle configurazioni senza resina sono evidenti nell'intorno del valore nullo del modulo di Young e portano ad un valore circa nullo per il modulo di Poisson ed ad una significativa distorsione nodale. Risulta evidente che l'aggiunta della resina, anche con valori molto bassi per il modulo di Young ha portato il modulo di Poisson a valori maggiori in modulo e ad una crescita della rigidità globale (Fig.28 b e c).

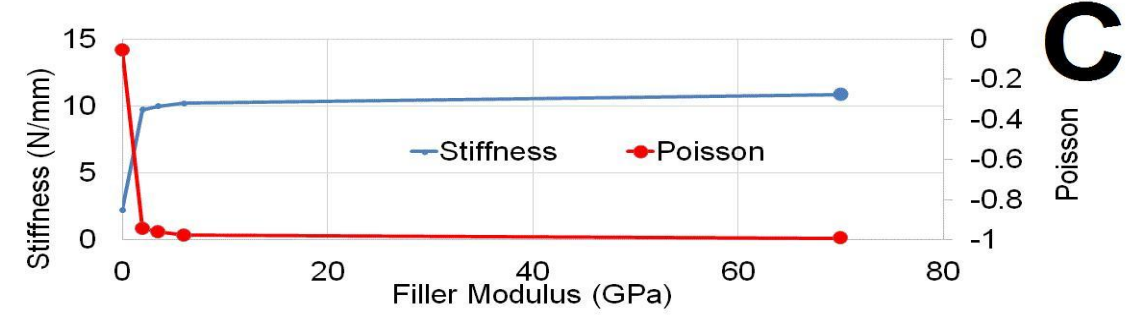
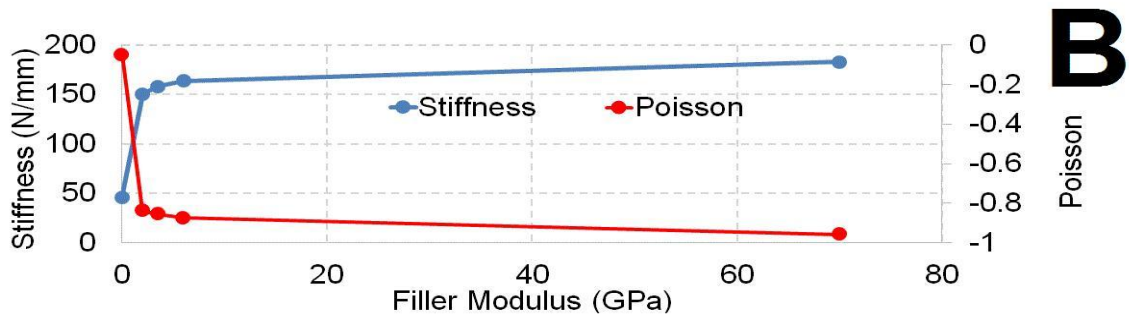
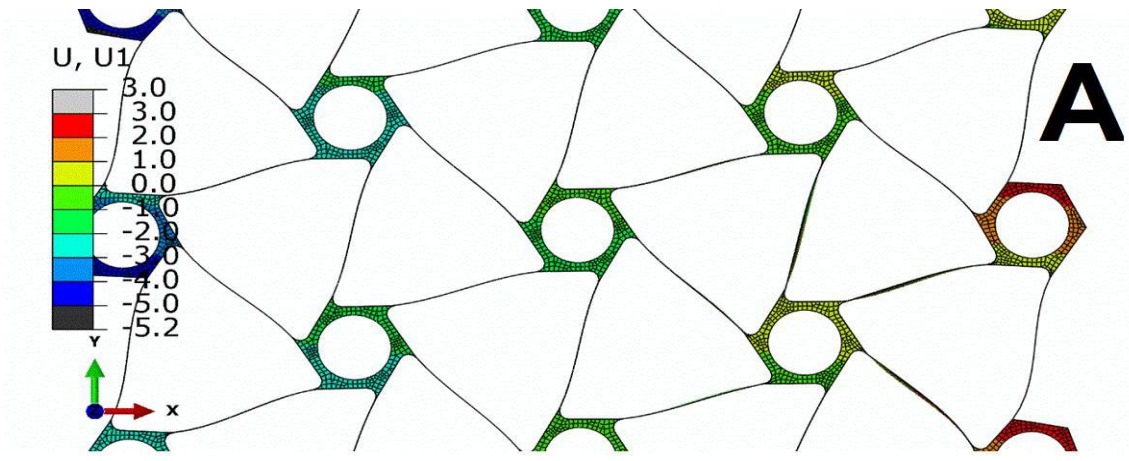


Figura 28: Prestazioni del chirale con colata di resina nei nodi

Capitolo 3

Sviluppo della tecnologia

I risultati ottenuti negli studi numerici preliminari portano a sviluppare un nuovo approccio per la fase di produzione. Il processo tecnologico ideato è costituito di 3 fasi:

- Produzione dei tubi a base triangolare;
- Assemblaggio;
- Colata di resina dei nodi esagonali.

Dato che la nuova topologia ha ridotto il rischio di “debonding” si sceglie di usare un processo di incollaggio a freddo, tale scelta permette una più semplice fase di assemblaggio e consente un migliore controllo della procedura di incollaggio stessa.

La topologia chirale scelta è la A le cui caratteristiche sono riportate in Tab.16, è costituita dall'accostamento di 36 triangoli di altezza pari a 20mm.

3.1 Produzione dei componenti laminati

La produzione dei dimostratori inizia con la produzione dei laminati che prevede quindi una fase di laminazione del carbonio e del vetro su di un mandrino di forma appropriata e con successivo ciclo di polimerizzazione in autoclave.

3.1.1 Produzione dei mandrini

Dato che la geometria esachirale prevede l'accostamento di tubi a base triangolare, sarà necessario produrre mandrini cilindrici a base triangolare al fine di potere laminare sia il carbonio che il vetro.

La loro produzione è ottenuta a partire da un cilindro pieno in lega di alluminio di sezione circolare per mezzo di una macchina fresatrice a controllo numerico (macchina fresatrice a tre assi) che lavora asportando materiale dall'alto.

Le principali problematiche conseguenti al tipo di lavorazione effettuata sono le seguenti:

- Rugosità superficiale;
- Vibrazione del pezzo.

L'importanza di avere una parete liscia deriva dalla fase successiva di estrazione dei laminati polimerizzati dal mandrino stesso.

La vibrazione del pezzo va ad influire sulla lunghezza del mandrino che si andrà a produrre, limitandone l'altezza si otterrà una ridotta vibrazione, ciò è preferibile in quanto si ottengono manufatti con precisioni geometriche maggiori.

Di seguito si riporta l'immagine della lavorazione con la fresatrice.

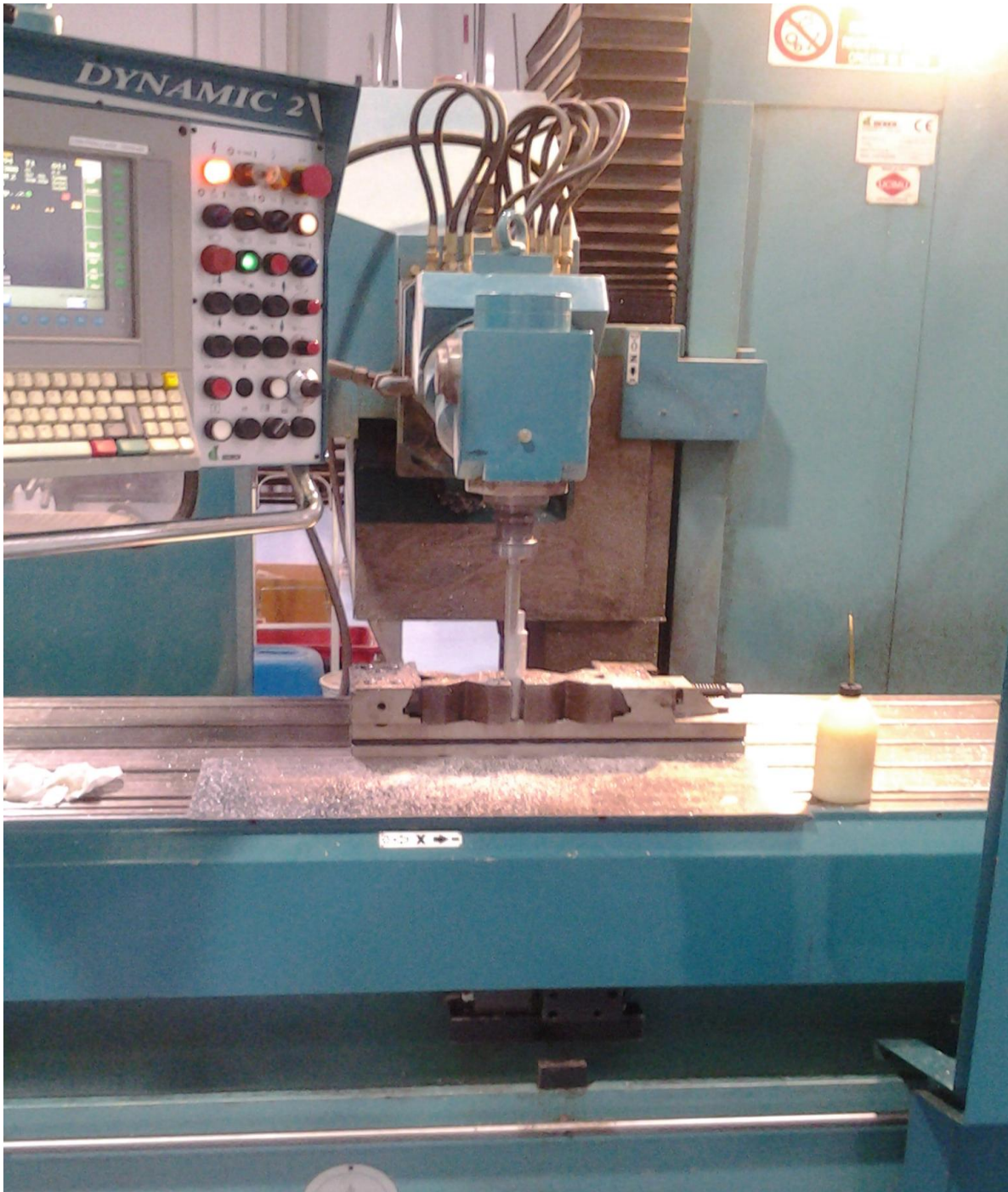


Figura 29: Produzione mandrino

Le dimensioni definite per la geometria dei mandrini sono riportate nella tabella sottostante, tenendo presente che nel modello numerico si rappresentava la linea media, si è scelto di produrre dei mandrini che permettessero di ottenere un manufatto finale coerente con il modello numerico, ciò implica che la dimensione che il mandrino assume non è quella della linea media bensì una dimensione più piccola perchè rientrata di mezzo spessore.

Tabella 17: Dimensione mandrino

LATO [mm]	ALTEZZA [mm]	RACCORDO [mm]
25	100	1.6

3.1.2 Applicazione del distaccante

Una volta prodotti i mandrini si procede con l'applicazione del distaccante (MARCOTE TRE 45 ECO), ciò viene fatto al fine di favorire lo scorrimento del laminato sul mandrino stesso dopo il ciclo di autoclave e di conseguenza favorire l'estrazione del manufatto.

Questa soluzione è risultata sufficiente per l'estrazione dei manufatti in carbonio ma non per quelli di vetro (data la maggiore cedevolezza del vetro stesso).

Per ovviare al problema del vetro si è scelto di rivestire i mandrini con del teflon, ciò ha eliminato la fase di applicazione del distaccante e ha consentito una più facile estrazione dei tubi laminati.

3.1.3 Laminazione

I materiali usati sono quelli precedentemente riportati nelle Tab.1 e Tab.2, tessuto in fibra di carbonio, CC90/ET443 SEAL, e tessuto in fibra di vetro, SEAL EE48 REM.

Il processo di laminazione costa di un certo numero di fasi successive:

- Applicazione della singola ply sul mandrino,
- Precompattazione,
- Preparazione del sacco da vuoto,
- Ciclo in autoclave.

I primi due punti del procedimento vanno ripetuti per un numero di volte pari al numero di pelli che voglio laminare. Il numero di ply usate per il carbonio e per il vetro sono tali da ottenere uno spessore totale del manufatto finale di 0.2 mm.

Di seguito è riportata la tabella contenente spessori e numero di ply per carbonio e vetro.

Tabella 18: Numero e spessori ply

	CC90	VETRO
SPESSORE PLY [mm]	0.1	0.05
SPESSORE TOT [mm]	0.2	0.2
NUMERO PLY	2	4

Dopo aver applicato e precompattato l'ultima ply (Fig.30), si crea il sacco da vuoto (Fig.31) e si inserisce in autoclave.

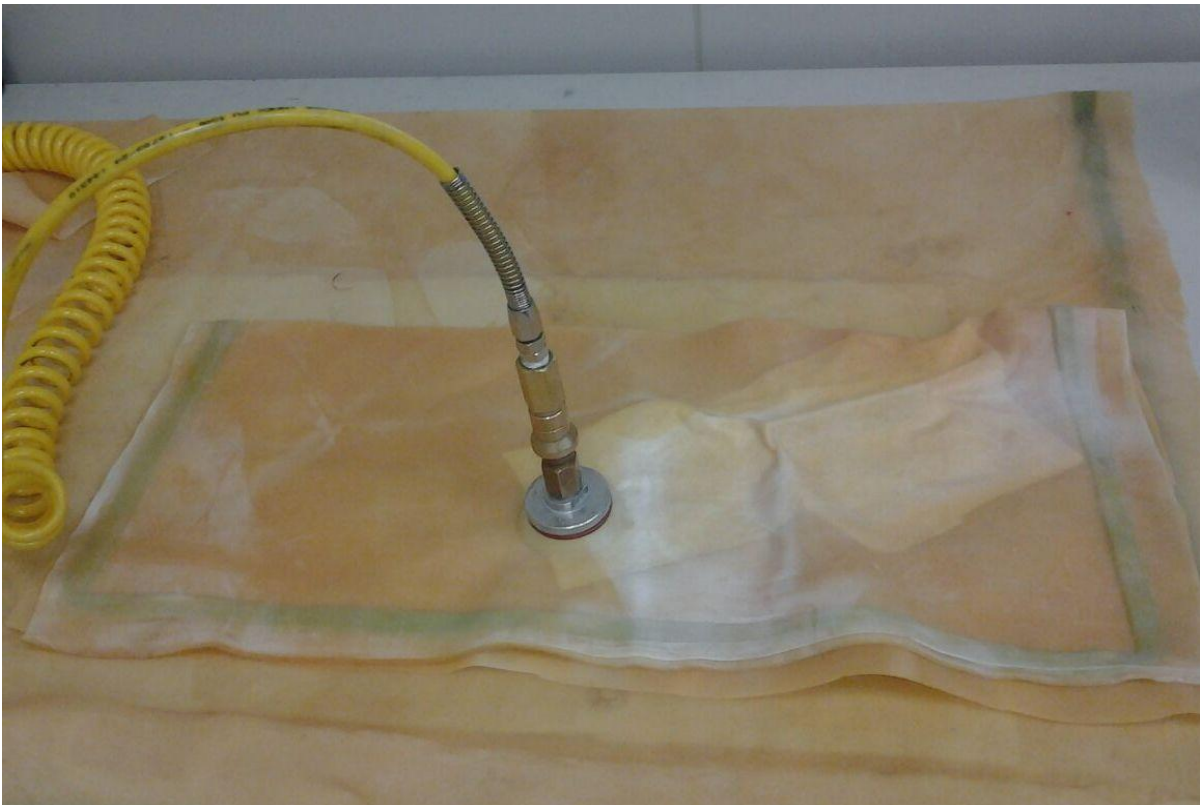


Figura 30: Fase di precompattazione

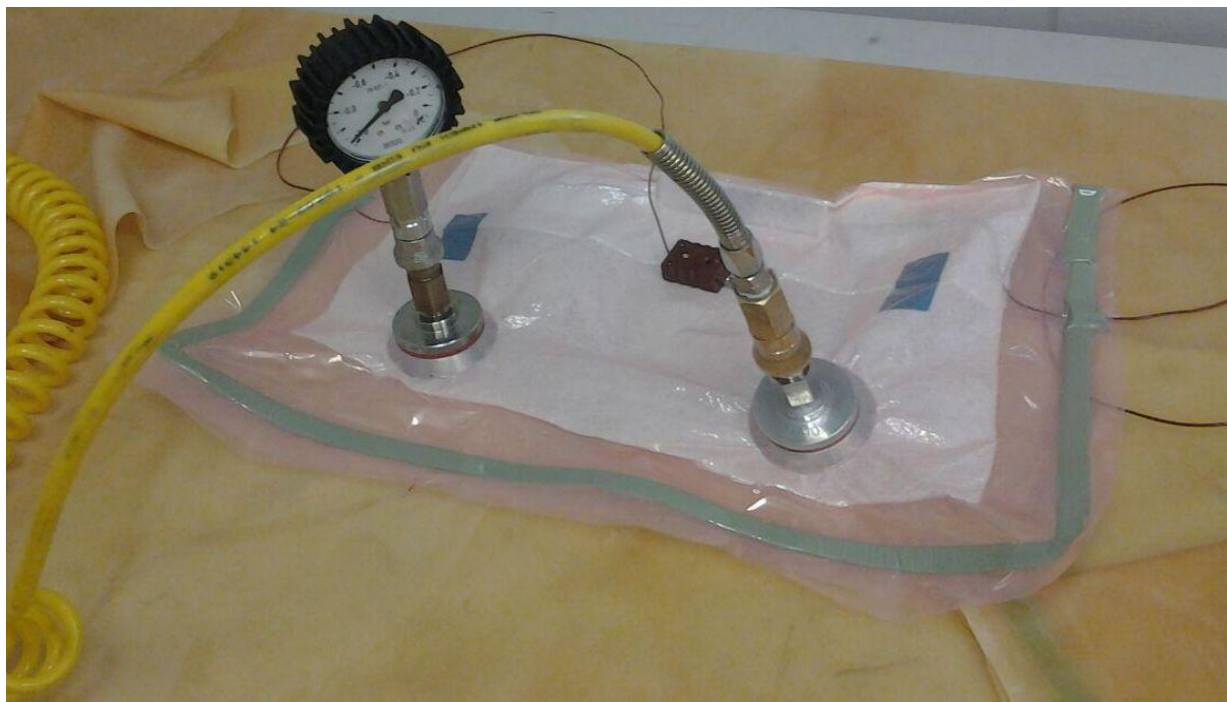


Figura 31: Sacco da vuoto

Una volta inserito il sacco in autoclave, il ciclo impostato è quello relativo al tipo di resina di cui il materiale è stato pre-impregnato. Terminato il ciclo si procede all'estrazione dei manufatti dal mandrino e si procede al taglio dei cilindri della lunghezza desiderata (20 mm).

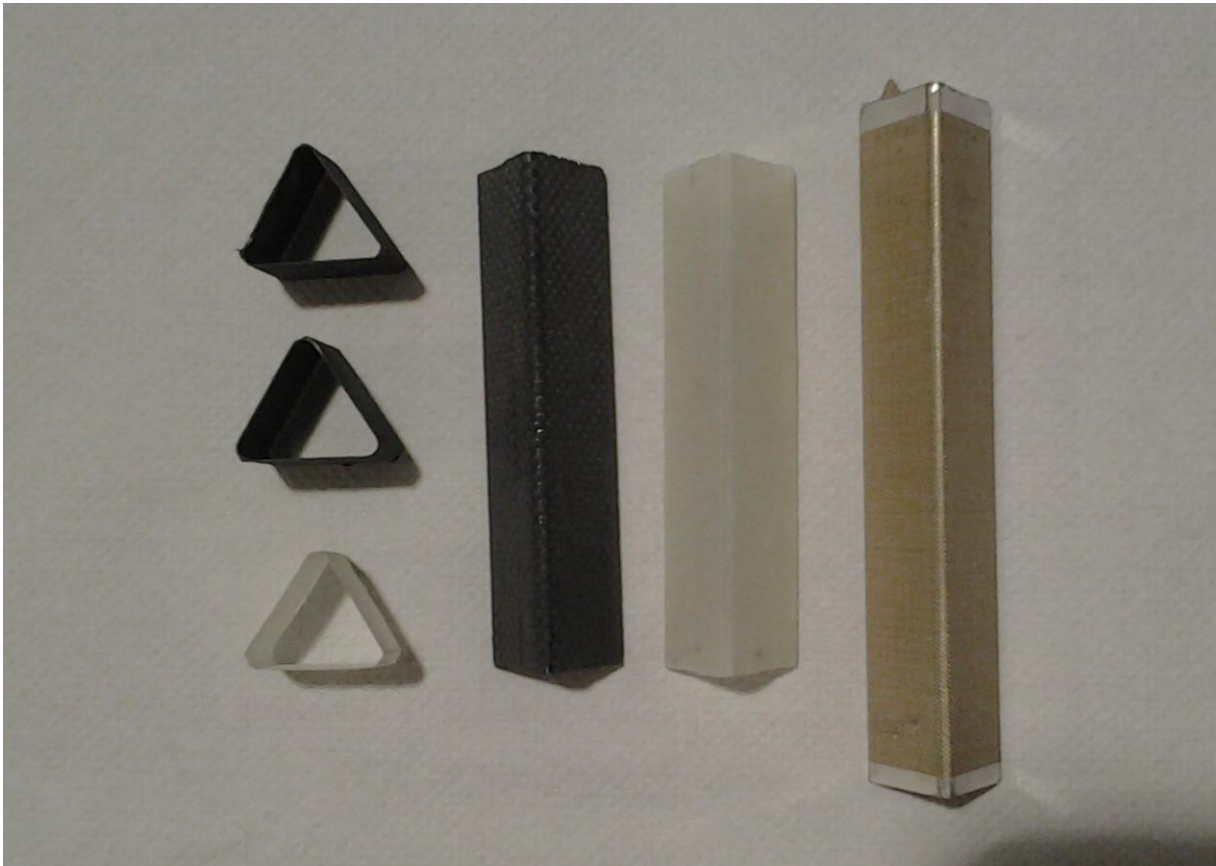


Figura 32: Produzione manufatti laminati

3.2 Assemblaggio

L'assemblaggio è stato realizzato utilizzando una piastra di fissaggio in ABS realizzata in prototipazione rapida. Questa piastra ha lo scopo di mantenere tutti i componenti laminati nella corretta posizione in modo tale da non avere in fase di incollaggio deformazione dei nodi esagonali dovute ad errori di posizionamento. La fase di assemblaggio prevede quindi 3 passaggi:

- Produzione della piastra di fissaggio;
- Produzione della gomma;
- Incollaggio.

3.2.1 Produzione della piastra di assemblaggio

Per la produzione della piastra di assemblaggio è stato realizzato un disegno CAD composto da una piastra sulla quale sono stati posizionati i triangoli estrusi verso l'alto di 3 mm dalla piastra stessa.

L'estrusione di 3 mm provvede ad un corretto fissaggio dei triangoli laminati.

Tra un triangolo e l'altro è stata prevista una distanza che tiene conto di:

- Spessore delle pareti dei triangoli;
- Strato di colla;
- Eventuale surplus di resina e colla.

Tabella 19: Intercapedine piastra di fissaggio

Spessore triangoli [mm]	Spessore colla [mm]	Margine aggiuntivo [mm]	TOT [mm]
0.4	0.1	0.1	0.6

La tabella riporta le dimensioni adottate per il dimensionamento della piastra di fissaggio, i valori numerici tengono conto del fatto che i triangoli sono affiancati ed incollati tra loro.

Di seguito vengono riportate le immagini del disegno CAD e dell'oggetto realizzato in rapid prototype.

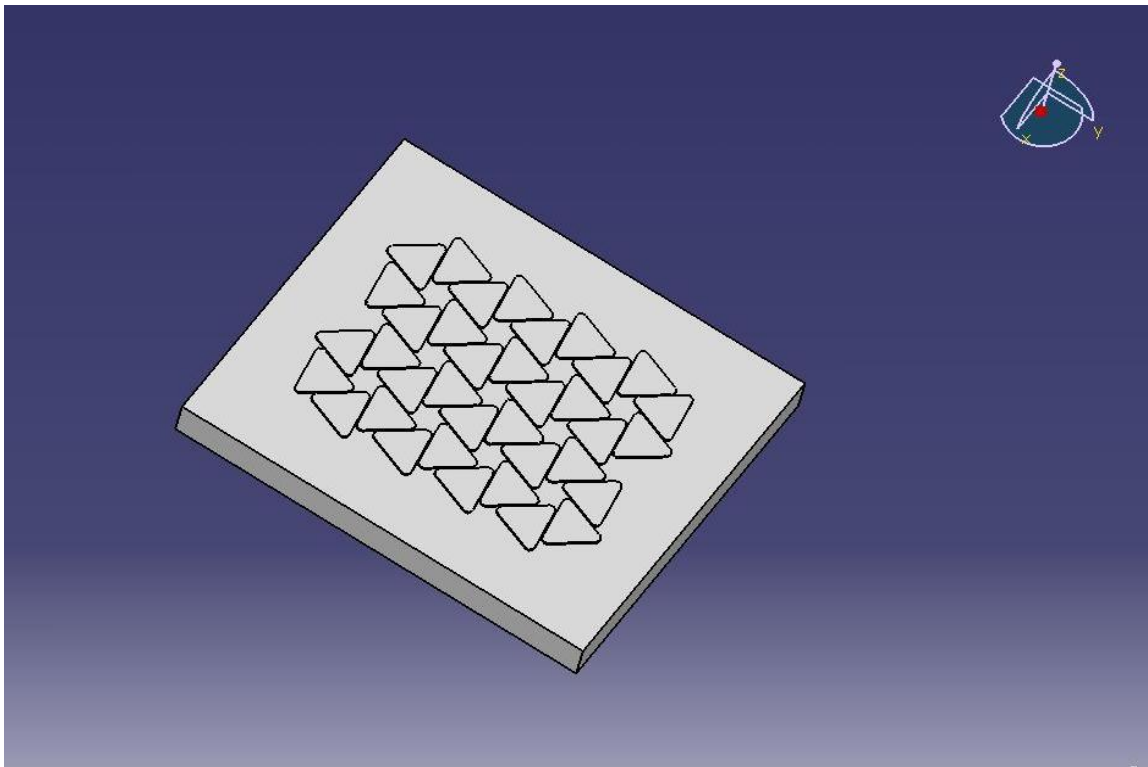


Figura 33: Modello CAD piastra di fissaggio

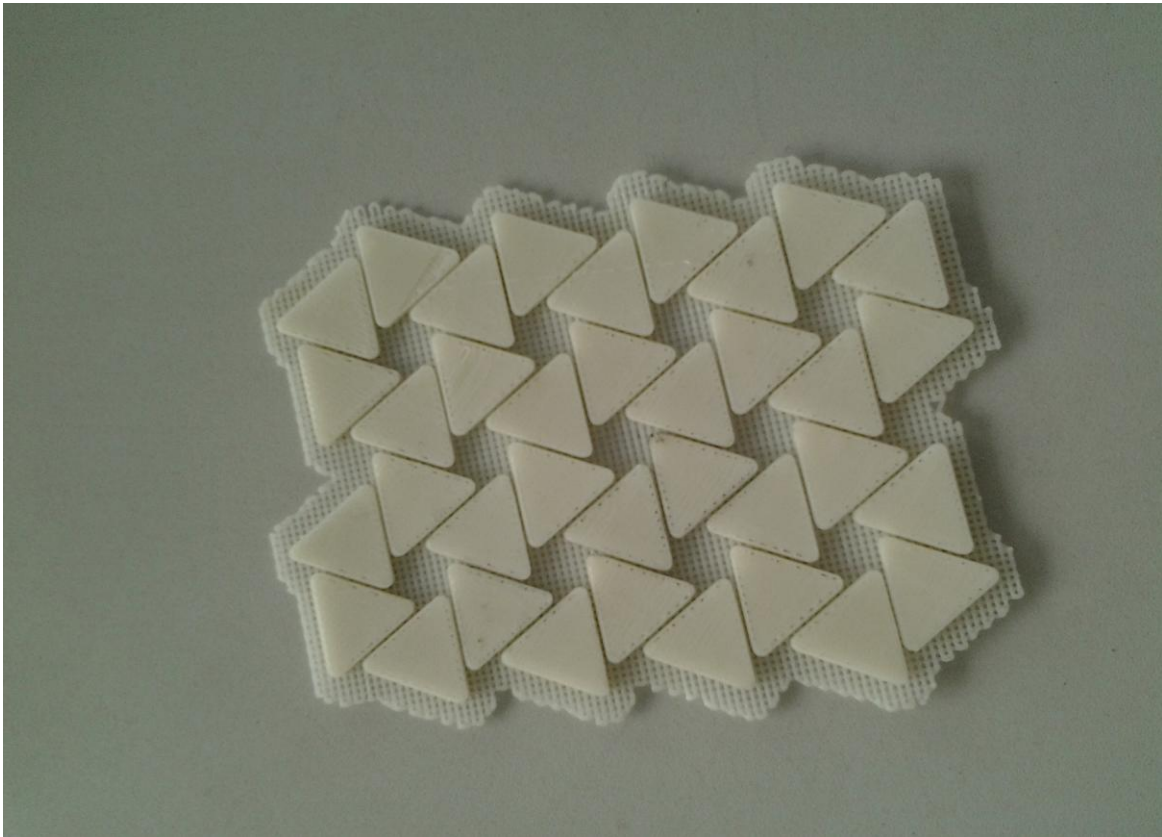


Figura 34: Modello ABS piastra di fissaggio

3.2.2 Produzione della gomma

La gomma è stata prodotta al fine di garantire una pressione uniforme in modo tale da ottenere un buon incollaggio della rete chirale prodotta.

E' stata usata una gomma siliconica bicomponente con rapporto di 1:10 in volume e con tempo di vulcanizzazione di circa 10 ore.

La prima colata è stata effettuata in appositi stampini cilindrici a base triangolare così che si abbiano triangoli di gomma da inserire all'interno di quelli laminati al fine di garantire una pressione che vada dall'interno verso l'esterno del dimostratore.

In secondo luogo è stata realizzata una cornice esterna di gomma con lo scopo di spingere dall'esterno verso l'interno del dimostratore.

Per realizzare quest'ultima è stato necessario inserire la piastra di assemblaggio con i triangoli laminati già inseriti nella loro sede all'interno di una struttura metallica provvista di pareti smontabili. Fatto ciò è stata fatta la colata esterna.



Figura 35: Colata di gomma per produrre la cornice esterna

A questo punto si procede con l'incollaggio vero e proprio.

3.2.3 Incollaggio

Per effettuare l'incollaggio a freddo è stata usata una pasta adesiva bicomponente, 3M/DP190.

Per realizzare l'incollaggio sono stati posizionati i triangoli laminati provvisti di colla sulle facce da incollare sulla piastra di assemblaggio.

Fatto ciò sono stati inseriti all'interno i triangoli di gomma e successivamente la cornice esterna.

Il tutto è stato inserito in una struttura metallica provvista di pareti ed è stato preparato il sacco da vuoto che permetterà l'applicazione della pressione durante la polimerizzazione dell'adesivo, a temperatura ambiente.

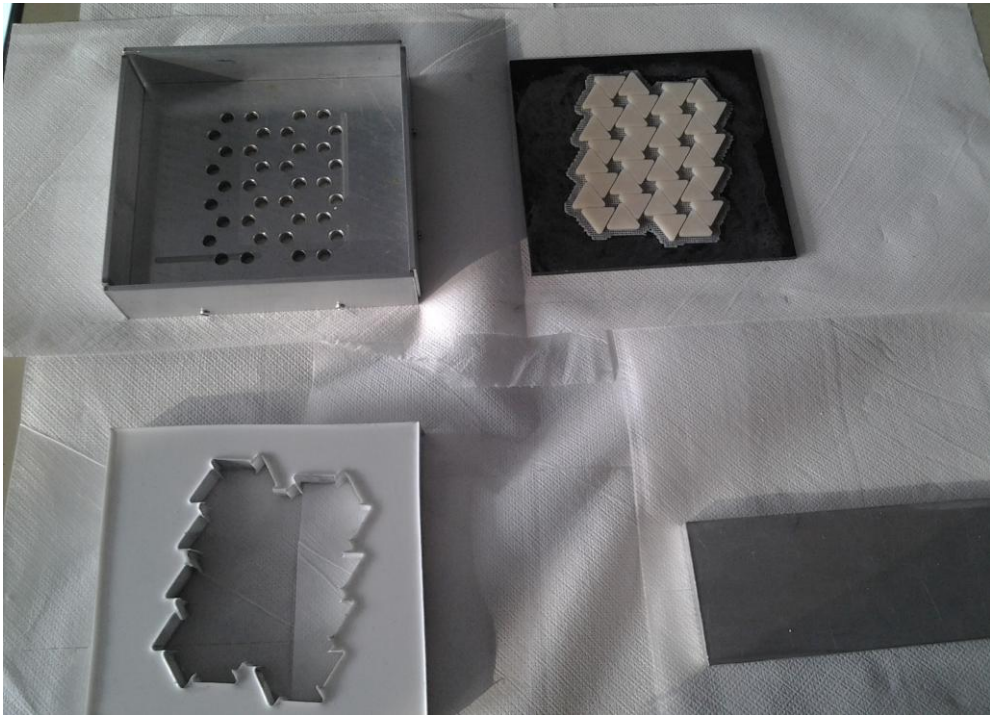


Figura 36: Preparazione dell'incollaggio

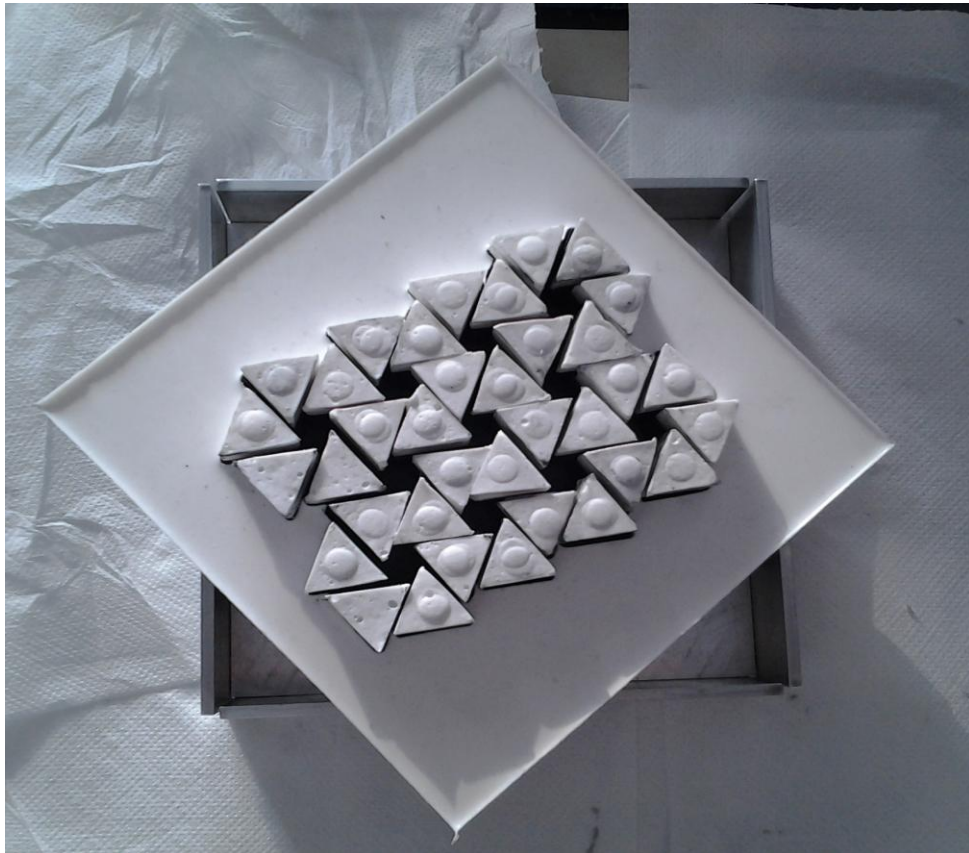


Figura 37: Assemblaggio



Figura 38: Fase di applicazione della pressione

Di seguito è riportata l'immagine del dimostratore ottenuto dopo incollaggio.

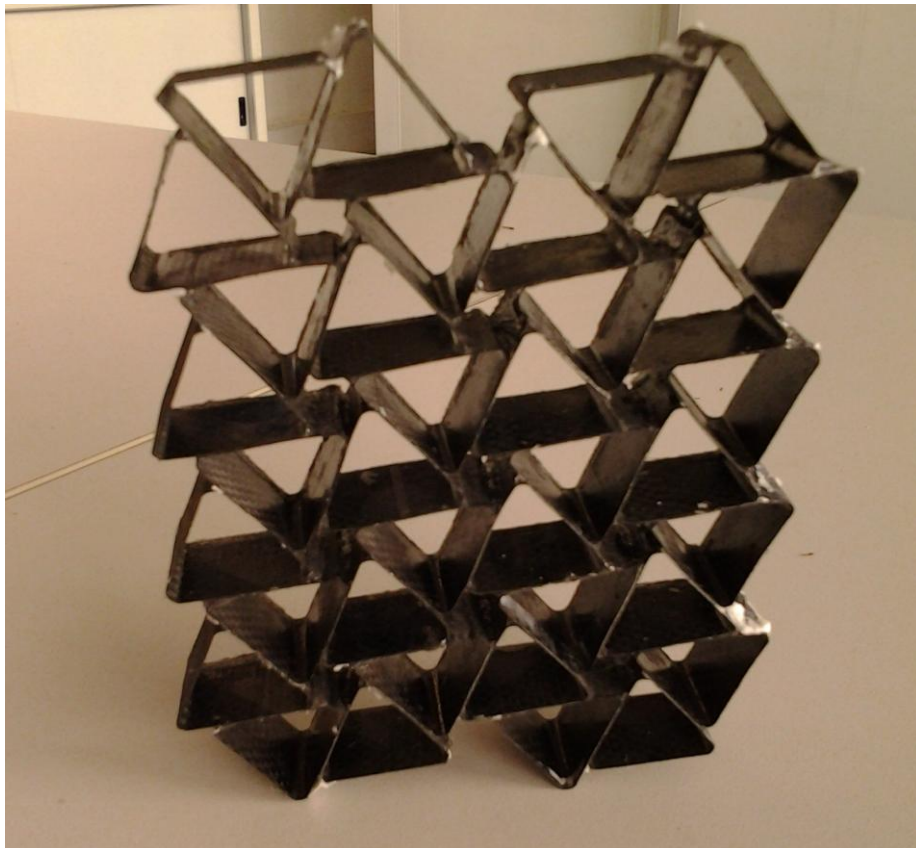


Figura 39: Primo manufatto in CC90 realizzato

3.3 Colata di resina

Nella terza fase del processo le reti chirali prodotte sono state estratte dallo stampo e i nodi esagonali sono stati riempiti da un sistema di indurimento epossidico a freddo, fatto di resina Araldite® LY 5052 ed indurente Aradur® 5052.

Una volta polimerizzata la resina, verranno effettuati dei fori con un trapano a colonna con punta del diametro desiderato.

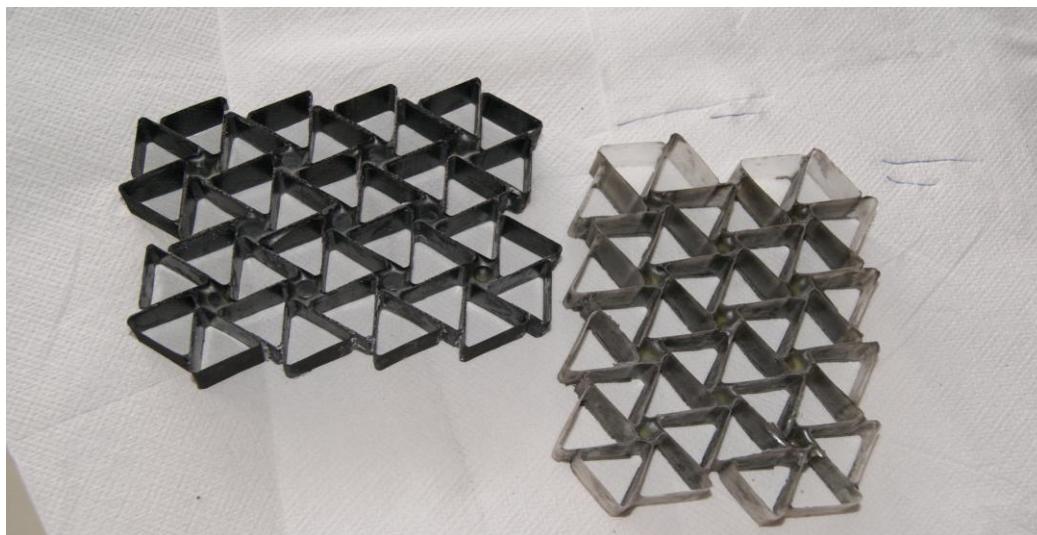


Figura 40: Manufatti in vetro e CC90 con resina nei nodi esagonali

Capitolo 4

Test e risultati sperimentali

Le prove sperimentali che vengono eseguite sui dimostratori hanno lo scopo di valutare:

- Rigidezza;
- Auxeticità.

Una volta assemblati i dimostratori sono state fatte prove di trazione e compressione sulla macchina di prova MTS 858.



Figura 41: MTS 858

Due aspetti importanti da evidenziare in questa fase sono stati:

- Aggancio alla macchina di prova;
- Metodo di registrazione dati.

4.1 Produzione dei componenti di aggancio alla macchina di prova

Il primo passo volto all'allestimento delle prove è stato quello di pensare e produrre un sistema di aggancio alla macchina.

Questo sistema di aggancio ha i seguenti requisiti:

- Aggancio alla macchina di prova;
- Grado di vincolo tale da lasciare libere le traslazioni orizzontali del dimostratore;
- Aggancio del dimostratore.

Il sistema ideato è stato disegnato in Catia ed è costituito da due teste metalliche ottenute fresando una barra di alluminio piena.

Ogni testa è provvista di due asole nella quale passeranno due perni in acciaio del diametro di 4 mm che permetteranno il collegamento del dimostratore all'attrezzatura di prova, questi perni saranno inseriti nei fori fatti nella resina.

Sono stati adottati anche dei cuscinetti a rulli al fine di ridurre l'attrito tra perno e asola durante lo spostamento dovuto alla prova di trazione e di compressione.

Di seguito sono riportate le immagini del modello CAD e dell'attrezzatura realizzata.

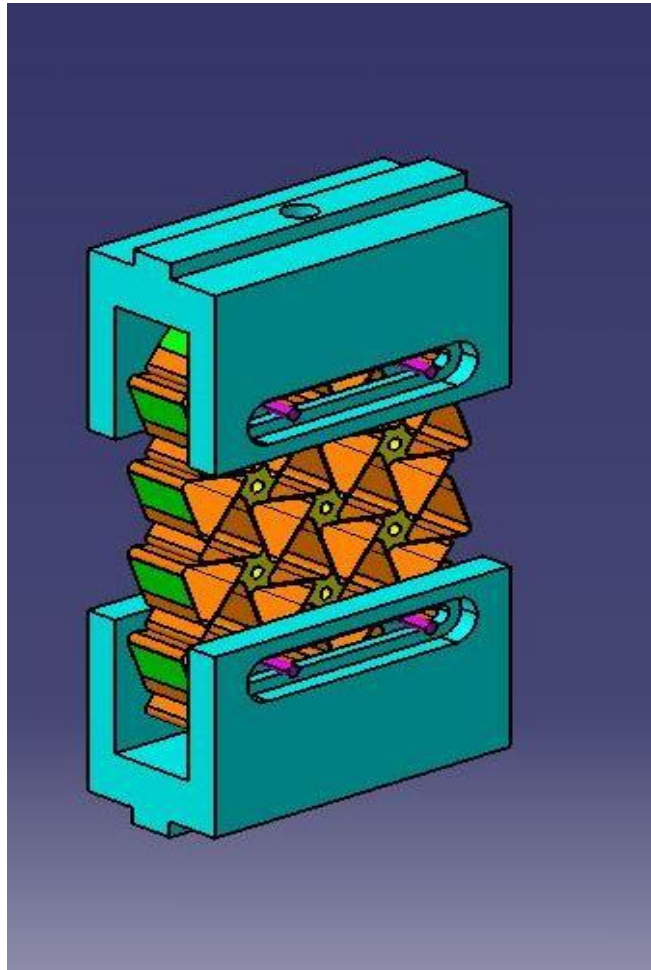


Figura 42: Disegno CAD attrezzatura di prova

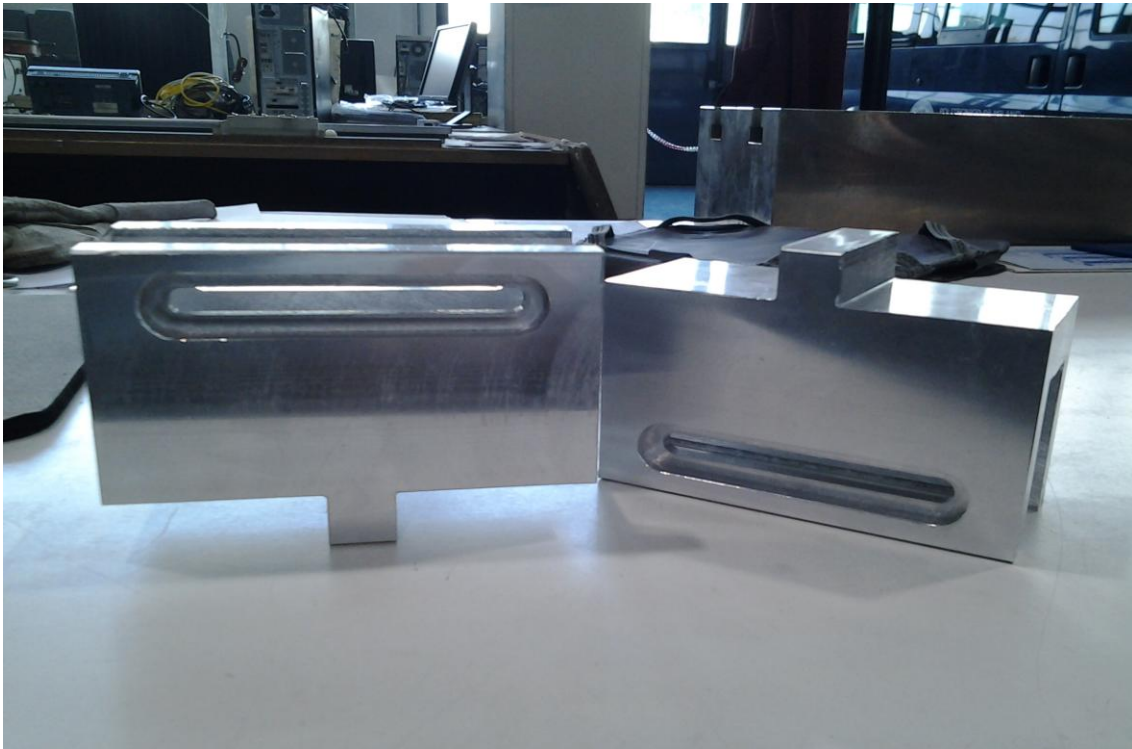


Figura 43: Attrezzatura prodotta

4.2 Metodo di registrazione dati

Per quanto riguarda il metodo di registrazione dati relativi alla prova si è pensato di inseguire lo spostamento di 4 punti del dimostratore.

Per far ciò sono stati incollati 4 marker circolari di colore diverso nei punti desiderati delimitandone il centro per poter poi, in fase di elaborazione dati, seguire lo spostamento del punto centrale di ogni marker e valutare il modulo di Poisson.

La Fig.44a e b, mostra i 4 punti di cui si è valutato lo spostamento (carbonio e vetro rispettivamente).

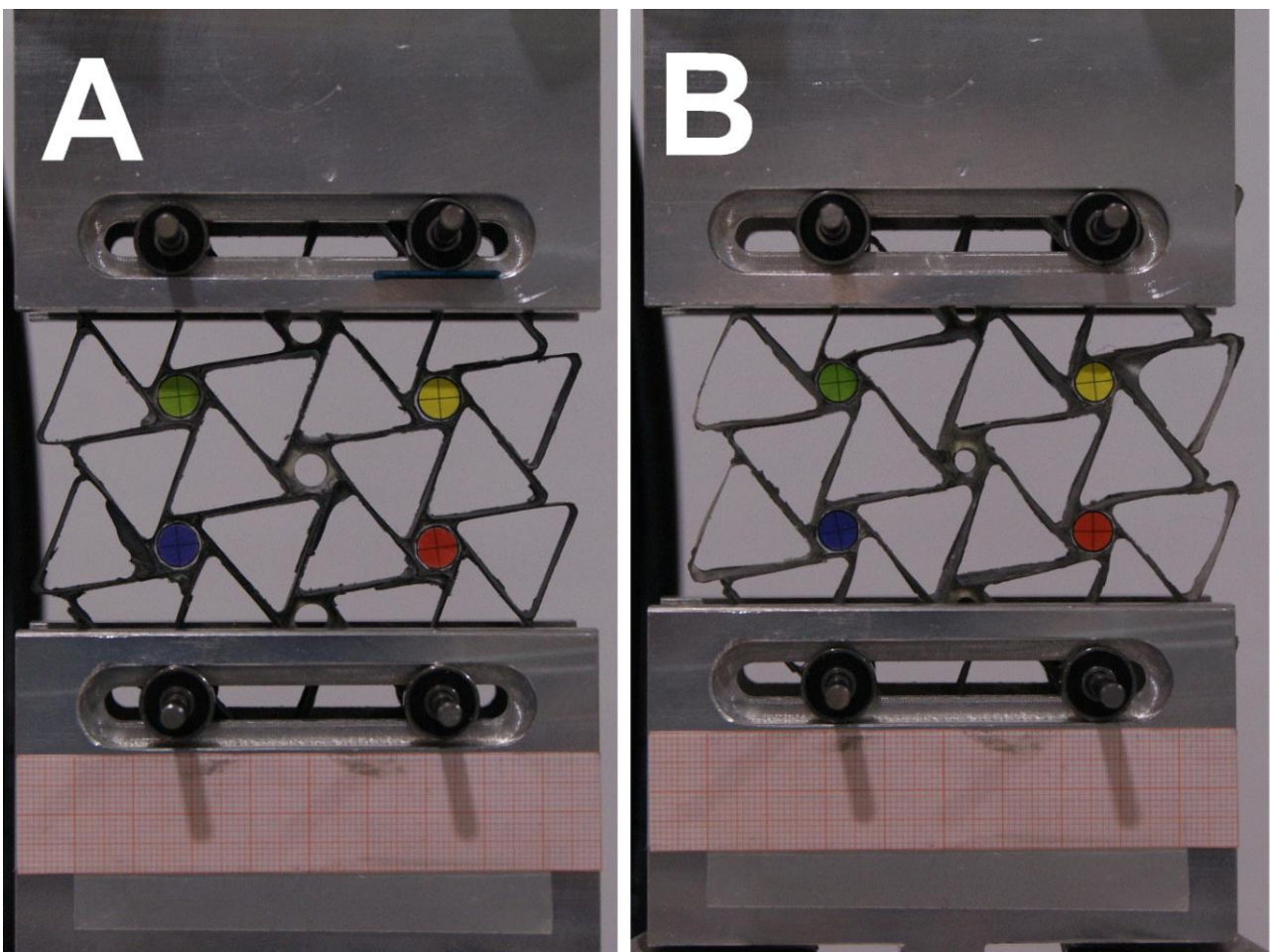


Figura 44: Marker da inseguire

4.3 Test

Le prove effettuate sui dimostratori sono state due:

- Trazione;

- Compressione.

Sia per la trazione che per la compressione sono stati effettuati due cicli carico e due cicli di scarico.

La prova è stata fatta a spostamento registrando il carico corrispondente allo spostamento imposto, ciò servirà in seguito per valutare:

- Rigidezza;
- Isteresi;
- Ripetibilità.

Per inseguire lo spostamento dei marker si è scelto di scattare delle fotografie ad alta definizione ad istanti di spostamento fissati, queste foto verranno poi elaborate tramite un toolbox di matlab che permette di valutare attraverso i pixel dell'immagine come varia la posizione dei punti centrali dei marker.

Di seguito si riporta una tabella che riassume i dettagli delle prove effettuate.

Tabella 20: Prove Carbonio

CC90	Spostamento [mm]	Forza [N]	Velocità [mm/min]
Trazione	1.2	420	0.4
Compressione	-1.2	-423	0.4

Tabella 21: Prove vetro

VETRO	Spostamento [mm]	Forza [N]	Velocità [mm/min]
Trazione	1.8	230	0.4
Compressione	-1.8	-230	0.4

4.3.1 Rigidezza, isteresi e ripetibilità

Le curve che rappresentano forza vs spostamento ottenute nelle prove sperimentali sono riportate nelle figure seguenti. dall'immagine è possibile riscontare un comportamento simmetrico in trazione e compressione con una zona non-lineare agli istanti iniziali. Questa non-linearità si può attribuire ad imprecisioni geometriche che comportano una regolazione iniziale al fine di distribuire correttamente i carichi tra i perni a destra e quelli a sinistra. Dopo la regolazione iniziale la risposta è lineare.

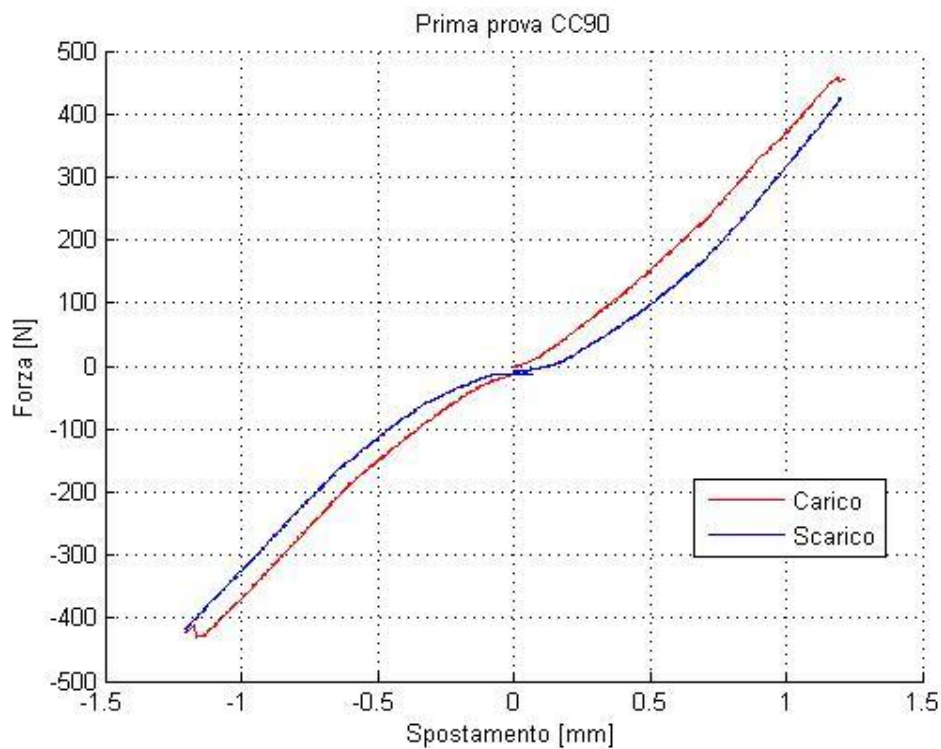


Figura 45: Forza vs spostamento, CC90, prima prova

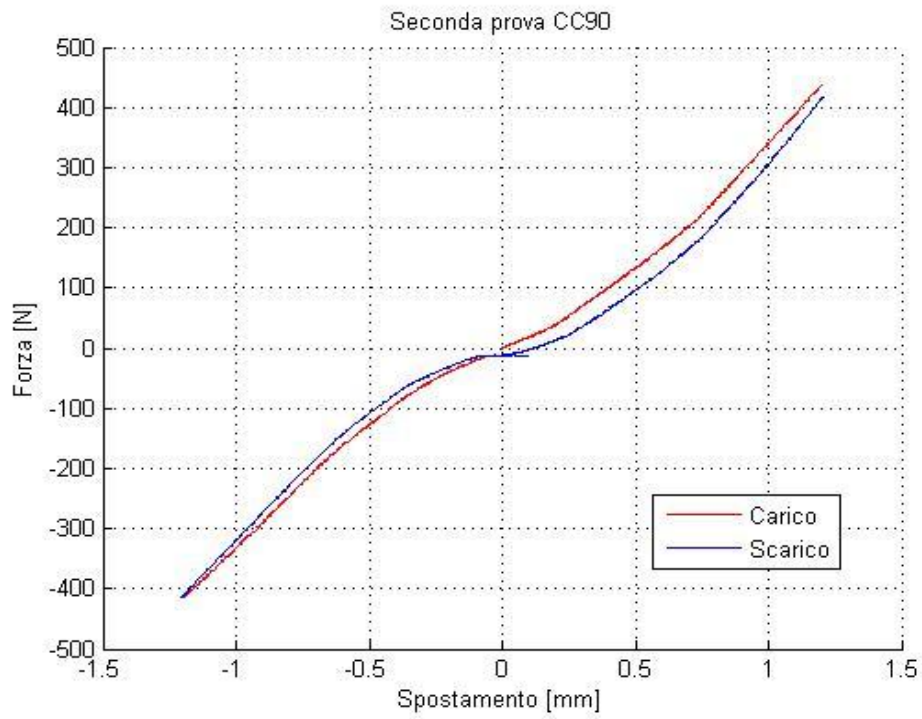


Figura 46: Forza vs spostamento, CC90, seconda prova

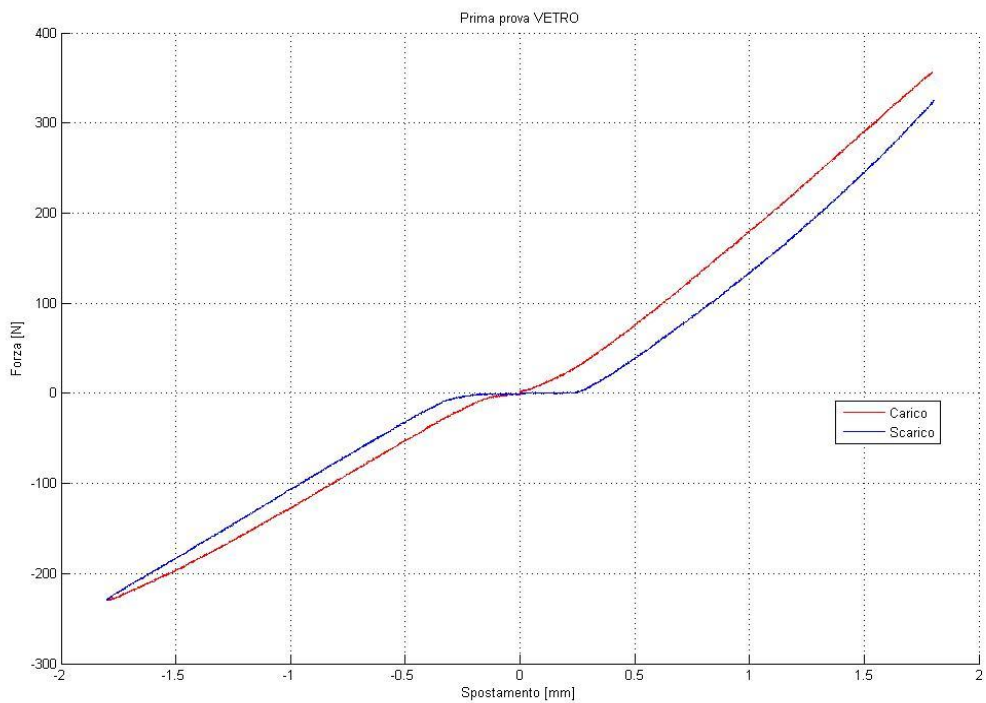


Figura 47: Forza vs spostamento, vetro, prima prova

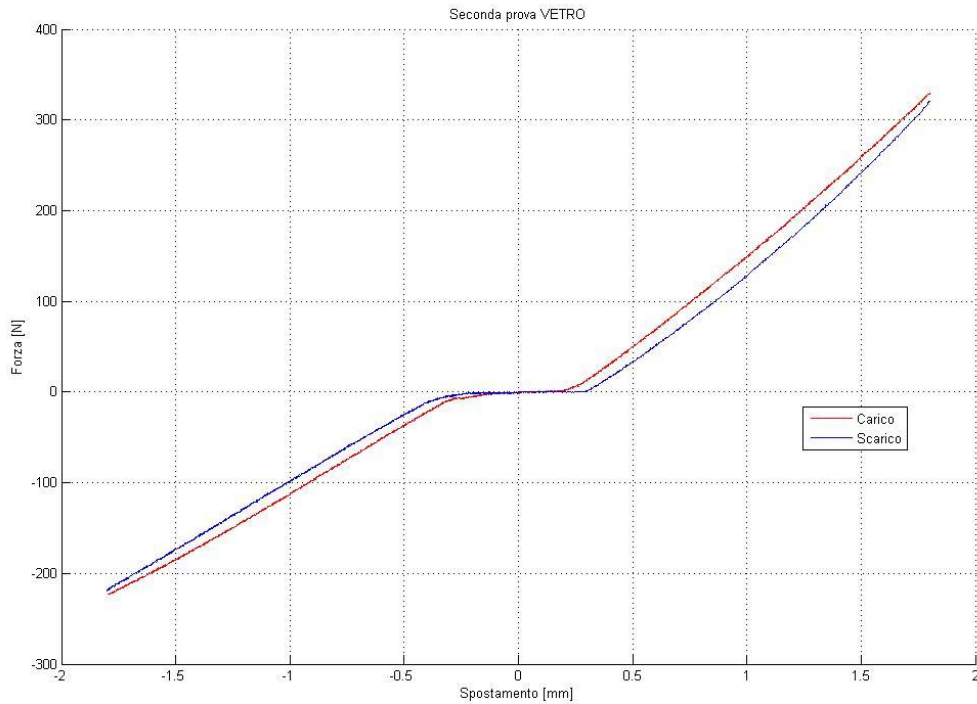


Figura 48: Forza vs spostamento, CC90, seconda prova

Nei grafici si evince la presenza di isteresi data dalla non sovrapposizione delle curve di carico e scarico ed attraverso l'analisi dei risultati ottenuti in termini di rigidità e Poisson relativi ai due cicli di prova si può affermare una certa ripetibilità della prova.

I test sono stati condotti fino a livelli di forza di circa 0.5 e 0.3 KN per carbonio e vetro rispettivamente, senza incorrere in rotture nelle parti centrali della rete chirale.

I punti deboli del dimostratore sono rappresentati dalle cuspidi dei triangoli esterni che non sono protette da alcun rinforzo, poichè non esistono nodi esagonali ai confini laterali. Per questo motivo i dimostratori realizzati non sono sufficienti per valutare la resistenza del nuovo concetto tecnologico.

Di seguito sono riportate due tabelle che mettono in luce i risultati in termini di rigidità, ottenuti per entrambi i dimostratori nelle due prove effettuate.

Tabella 22: Rigidezza carbonio

CC90	PROVA 1	PROVA 2
RIGIDEZZA [N/mm]	374.3094	364.1376

Tabella 23: Rigidezza vetro

VETRO	PROVA 1	PROVA 2
RIGIDEZZA [N/mm]	198.4208	183.2202

4.3.2 Auxeticità e calcolo del Modulo di Poisson

Per verificare l'effettivo comportamento auxetico si valuta il modulo di Poisson.

Per valutare il modulo di Poisson, come accennato precedentemente, sono stati registrati gli spostamenti di 4 punti del dimostratore evidenziati con 4 marker circolari attraverso una serie di foto ad istanti di spostamento differenti.

Tramite queste foto, ad alta risoluzione, ci siamo ricondotti allo spostamento dei punti selezionati utilizzando un Toolbox di Matlab relativo alle immagini.

Questo Toolbox permette all'utente di estrarre le coordinate x ed y dei punti desiderati in termini di pixel.

Una volta note le coordinate dei punti in pixel attraverso il procedimento che verrà esposto diseguito, si è pervenuti alla valutazione del modulo di Poisson.

Il calcolo del modulo di Poisson viene impostato calcolando lo spostamento relativo tra i nodi in rapporto alle loro lunghezze di riferimento e valutando la deformazione che subiscono.

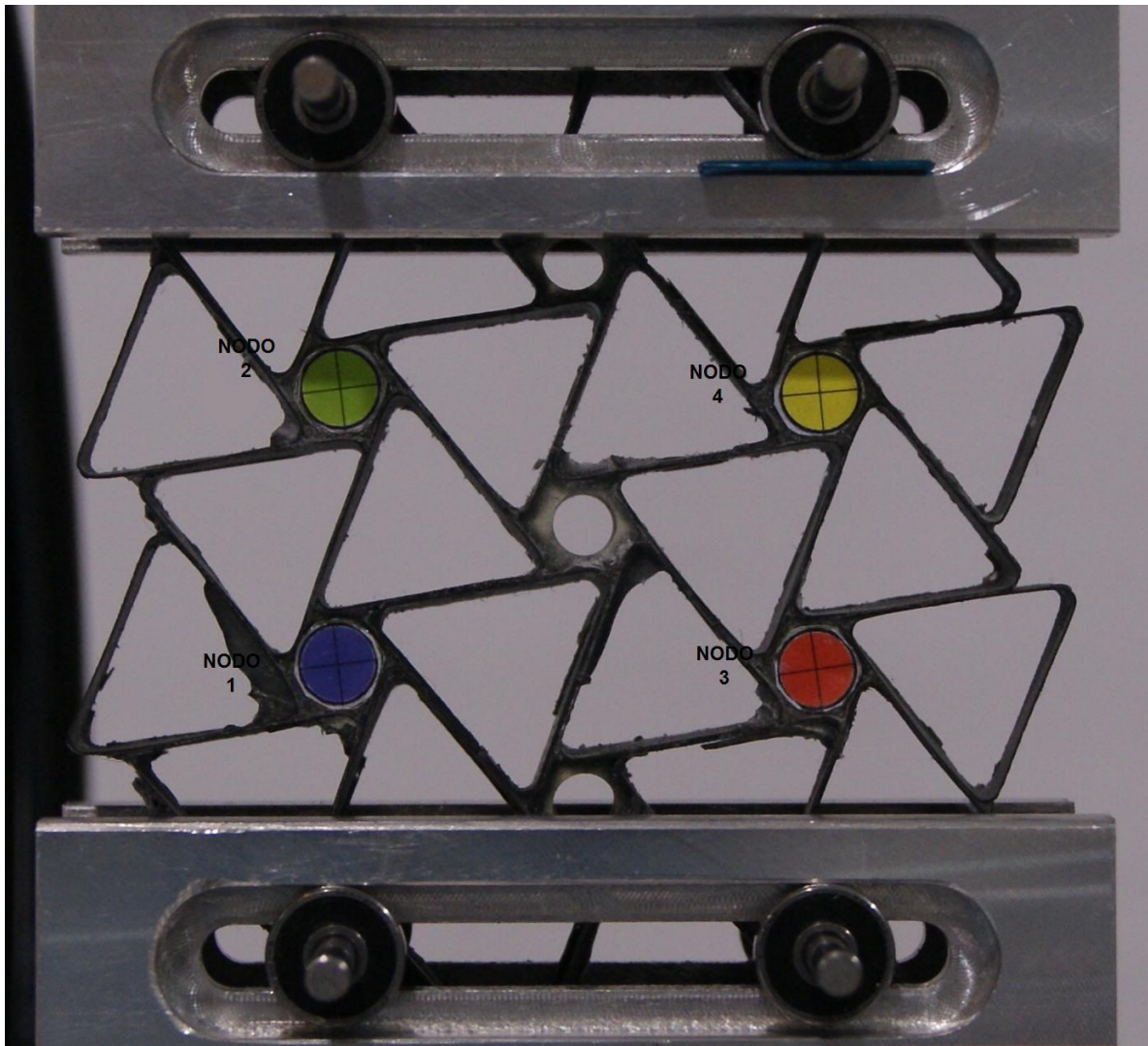


Figura 49: Marker

1. Calcolo il Δv sinistro verticale come:

- $\Delta v_{sx} = (v_4 - v_3);$

2. Calcolo la L_0 verticale sinistra come:

- $L_{0y_{sx}} = (y_4 - y_3);$

3. Calcolo la ε verticale sinistra come:

- $\varepsilon_{y_{sx}} = \frac{\Delta v_{sx}}{L_{0y_{sx}}};$

4. Calcolo il Δv destro verticale come:

- $\Delta v_{dx} = (v_2 - v_1);$

5. Calcolo la $L0$ verticale destra come:

$$- L0y_dx = (y2 - y1);$$

6. Calcolo la ε verticale destra come:

$$- \varepsilon y_dx = \frac{\Delta v_dx}{L0y_dx};$$

7. Calcolo la ε verticale come media tra le εy :

$$- \varepsilon y = \frac{(\varepsilon y_dx + \varepsilon y_sx)}{2};$$

8. Calcolo il Δu superiore come:

$$- \Delta u_sup = (u2 - u4);$$

9. Calcolo la $L0$ orizzontale superiore come:

$$- L0x_sup = (x4 - x2);$$

10. Calcolo la ε orizzontale superiore come:

$$- \varepsilon x_sup = \frac{\Delta u_sup}{L0x_sup};$$

11. Calcolo il Δu orizzontale inferiore come:

$$- \Delta u_inf = (u1 - u3);$$

12. Calcolo la $L0$ orizzontale inferiore come:

$$- L0x_inf = (x3 - x1);$$

13. Calcolo la ε orizzontale inferiore come:

$$- \varepsilon x_inf = \frac{\Delta u_inf}{L0x_inf};$$

14. Calcolo la ε orizzontale come media tra le εx :

$$- \varepsilon x = \frac{(\varepsilon x_inf + \varepsilon x_sup)}{2};$$

15. Calcolo il modulo di Poisson, ν , come:

$$- \nu = -\frac{\varepsilon_x}{\varepsilon_y}$$

Di seguito si riportano le tabelle contenenti i calcoli effettuati valutando il modulo di Poisson solo in corrispondenza dello spostamento finale (per gli altri istanti il procedimento è il medesimo)per la prima prova di trazione sia per il CC90 che per il vetro.Una cosa da mettere in evidenza in questo caso è che il calcolo è stato effettuato in pixel, cosa che non crea alcuna incoerenza in quanto si ha a che fare con dei rapporti.

Tabella 24: Coordinate dei punti centrali (carbonio)

NODO	X [pixel]	Y [pixel]	Z [pixel]
1	1633	1214	0
2	1636	883	0
3	2211	1220	0
4	2216	888	0

Tabella 25: Calcolo Poisson (carbonio)

SX	Δv [pixel]	L0y [pixel]	ϵy
	3	332	0.0120
DX	Δv [pixel]	L0y [pixel]	ϵy
	4	331	0.0091
Sup	Δu [pixel]	L0x [pixel]	ϵx
	4	580	0.0069
Inf	Δu [pixel]	L0x [pixel]	ϵx
	3	578	0.0052

Tabella 26: Deformazioni medie (carbonio)

ϵy	0.0106
ϵx	0.0060

Tabella 27: Poisson (carbonio)

ν	-0.5725
-------	----------------

Tabella 28: Coordinate dei centri (vetro)

NODO	X [pixel]	Y [pixel]	Z [pixel]
1	1725	1208	0
2	1724	871	0
3	2301	1209	0
4	2303	870	0

Tabella 29: Calcolo del Poisson (vetro)

SX	Δv [pixel]	L0y [pixel]	ϵy
	8	339	0.0236
DX	Δv [pixel]	L0y [pixel]	ϵy
	6	337	0.0178
Sup	Δu [pixel]	L0x [pixel]	ϵx
	5	579	0.0086
Inf	Δu [pixel]	L0x [pixel]	ϵx
	4	576	0.0069

Tabella 30: Deformazioni medie (vetro)

ϵy	0.0207
ϵx	0.0078

Tabella 31: Poisson (vetro)

v	-0.3763
----------	----------------

Di seguito sono riportate due tabelle che riassumono i risultati ottenuti.

Tabella 32: Poisson ai vari spostamenti (carbonio)

CC90	$\Delta s = 0.4$	$\Delta s = 0.8$	$\Delta s = 1.2$	v_medio
Y Primo ciclo	-0.3815	-0.5721	-0.5725	-0.5723
Y Secondo ciclo	-0.2866	-0.5717	-0.5723	-0.5720

Tabella 33: Poisson ai vari spostamenti (vetro)

VETRO	$\Delta s = 0.6$	$\Delta s = 1.2$	$\Delta s = 1.8$	v_medio
Y Primo ciclo	-0.2926	-0.3512	-0.3763	-0.3637
Y Secondo ciclo	-0.2933	-0.2931	-0.3420	-0.3175

Dalle tabelle si evince una fase iniziale in cui il modulo di Poisson assume valori minori in modulo, ciò è da affibiarsi alla presenza di attrito che dopo un breve transitorio viene superato lasciando rotolare il cuscinetto sulla superficie dell'asola.

Di seguito si riportano i valori medi per il modulo di Poisson:

$$v_medio_CC90 = - 0.5721;$$

$$v_medio_VETRO = - 0.3406.$$

4.4 Correlazione numerico-sperimentale

Le prove sono state analizzate anche mediante modelli agli elementi finiti, come mostrato nella Fig.50a. Nella Fig.50 b, si riportano gli spostamenti trasversali ottenuti mediante prova di trazione.

Nei modelli numerici della rete chirale, si è rinunciato a rappresentare i dettagli dei componenti reali, in particolare nelle zone riempite di resina, dove erano presenti molte incertezze legate allo spessore della resina e l'esatta simmetria dei nodi e del foro non è esattamente rispettata. Un'ulteriore incertezza è rappresentata dallo spessore dell'adesivo posto tra i triangoli ed al surplus di resina negli elementi laminati.

Nei modelli, pertanto, per ogni ply è stato adottato lo spessore nominale, ma è stata aggiunta al centro della sequenza di laminazione dei legamenti, un'altra ply che simulasse l'effetto dell'adesivo della quale è stato stimato un modulo di Young pari a 3.5 MPa ed un modulo di Poisson di 0.3.

La presenza di resina all'interno degli esagoni è stata invece schematizzata da una doppia fila di elementi solidi (Fig.50 b). Le proprietà attribuite a questo strato, che è generalmente più sottile di quanto si sia ottenuto nei componenti fisicamente prodotti, e lo spessore dello strato di adesivo, sono state fatte variare al fine di raggiungere una buona correlazione numerico-sperimentale.

I risultati sperimentali correlati a quelli numerici in termini di rigidità e modulo di Poisson sono riportati nella Tab.34, al modello numerico sono stati attribuiti un modulo di Young pari a 10 GPa per lo strato di resina ed uno spessore di 0.15 mm per lo strato di adesivo.

I risultati mostrano una buona correlazione eccetto che per modulo di Poisson nel caso del carbonio.

Anche se il modulo di Poisson è ben lontano dal valore limite di -1, la discrepanza dei valori ottenuti nelle sezioni precedenti è attribuibile al fatto che i componenti provati sperimentalmente sono significativamente meno larghi rispetto ai modelli numerici analizzati nel capitolo precedente, dove la presenza di resina aveva permesso di ottenere comportamenti auxetici con coefficienti di Poisson quasi pari a -1.

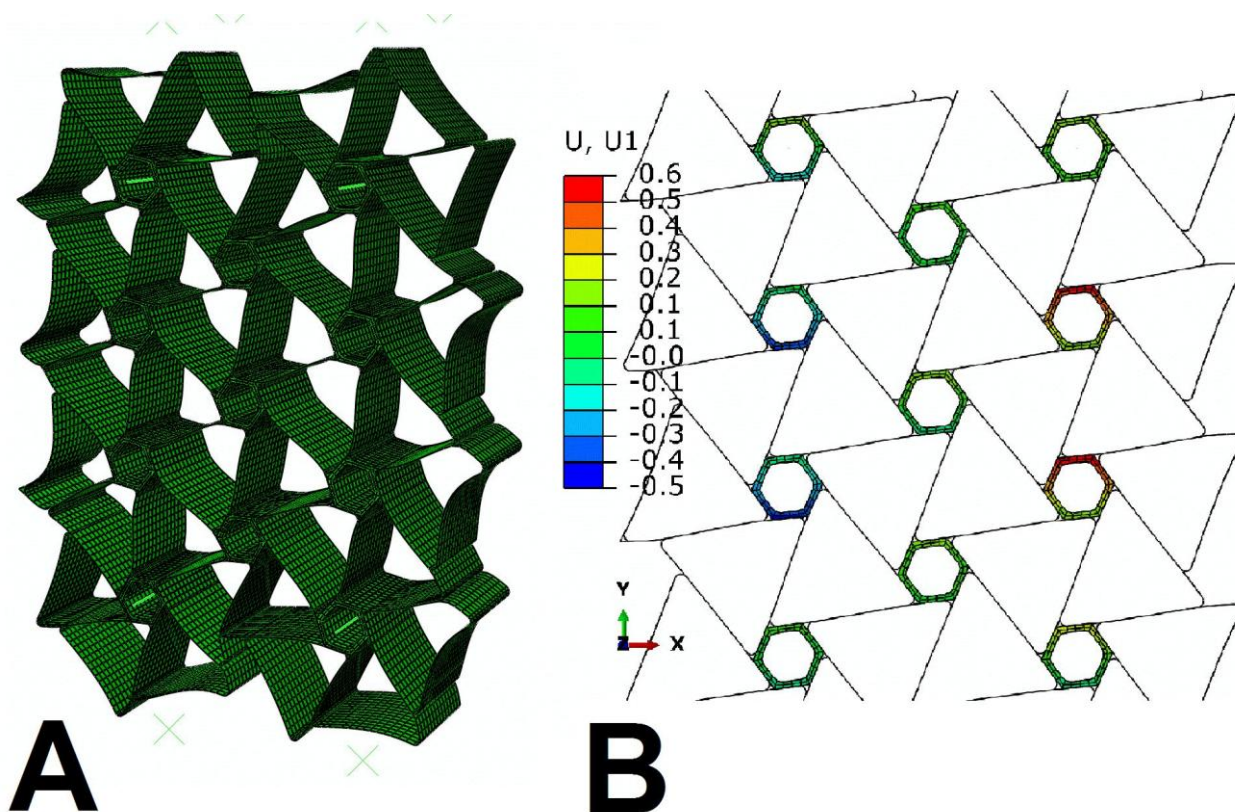


Figura 50: Modello numerico per correlazione

Tabella 34: Correlazione numerico-sperimentale

	Carbonio	Vetro
Rigidezza sperimentale (N/mm)	362	190
Modulo di Poisson sperimentale	-0.57	-0.34
Rigidezza numerica media (N/mm)	367	184
Modulo di Poisson numerico medio	-0.40	-0.36

Nel complesso, i risultati ottenuti hanno evidenziato la fattibilità tecnologica del nuovo approccio. Sebbene ulteriori passi sono necessari nel nuovo processo tecnologico rispetto a quello originale, la precisione nel posizionamento è meno

critica per cui è possibile produrre modelli di dimensioni maggiori in maniera più semplice.

Una caratteristica molto promettente è l'utilizzo della resina come rinforzo dei nodi. Effetti positivi sul comportamento auxetico sono stati dimostrati a livello numerico e parzialmente confermati a livello sperimentale.

Sebbene gli esperimenti fatti non erano sufficienti a valutare la resistenza della rete chirale prodotta, le analisi condotte sui componenti prodotti ed il loro comportamento in fase di test, hanno indicato la possibilità di avere una resistenza a trazione maggiore per i legamenti prodotti per accostamento di forme poligonali chiuse rispetto alla vecchia tecnologia di produzione dei legamenti.

Capitolo 5

Conclusioni

Il lavoro presentato in questa tesi ha permesso, partendo dagli studi sulla centina chirale, di sviluppare nuovi approcci tecnologici per la produzione di una rete chirale in composito ed in parete sottile. Questo nuovo approccio ha messo in luce la possibilità di ottenere diversi vantaggi adottando una topologia chirale caratterizzata da nodi esagonali, che sia producibile per accostamento di forme poligonali chiuse.

Attraverso le analisi numeriche e sperimentali effettuate si è giunti alla conclusione che la nuova morfologia chirale effettivamente presenta diversi vantaggi rispetto alla configurazione originale. Questi vantaggi riguardano le prestazioni in termini di comportamento auxetico ma anche di maggiore resistenza al fenomeno del “debonding”, ottenuti entrambi grazie all’utilizzo di resina per irrigidire i nodi della rete chirale.

Un altro aspetto che è risultato evidente è la semplificazione del processo di produzione. Grazie al nuovo concetto tecnologico di accostamento di forme poligonali chiuse, si è giunti ad una più semplice fase di assemblaggio che ha permesso un maggiore controllo dell’incollaggio fatto a freddo e la possibilità di utilizzare una piastra di fissaggio che semplifichi tale operazione.

I promettenti risultati ottenuti dimostrano che le reti chirali hanno il potenziale per poter soddisfare i requisiti in termini di fattibilità tecnologica, prestazioni funzionali e livello di resistenza per le future applicazioni nel campo delle strutture morphing in ambito aerospaziale.

Bibliografia

- [1] , J.D. Anderson, *A History of Aerodynamics and its Impact on Flying Machines*, Cambridge Unive. Press, New York/London/Cambrindge, England, U.K., 1999.
- [2] H.F. Parker, "The Parker Variable Camber Wing", NACA Rept. 77, 1920
- [3] S. Barbarino, O. Bilgen,, R.M. Ajaj, M.I. Friswell,. and D.J. Inman, A review of morphing aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, **22**, 823-827, 2011.
- [4] A.Y.N. Sofla, S, M.A. Meguid, K.T. Tan, W.K. Yeo, Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges, *Materials and Design*, **31**, 1284-1292, 2010.
- [5] S. Daynes, P. Weaver, Review of shape morphing automobile structures: concepts and outlook, *Proceedings of Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, **0(0)**, 1-20, 2013.
- [6] H.P. Monner, Realization of an Optimized Wing Camber by Using Form-Variable Flap Structures. *Aerospace Science and Technology*, **5(7)**, 445-455, 2001.
- [7] L.F. Campanile, and D. Sachau, The belt-rib concept: a structronic approach to variable camber. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, **11(3)**, 215-224, 2000.
- [8] D. Bornengo, F. Scarpa, C. Remillat, Evaluation of hexagonal chiral structure for moprhing airfoil concept. *Journal of Aerospace Engineering*, **219**, 185-192, 2005.
- [9] J. Martin, J.J. Heyder-Bruckner, C. Remillat, F. Scarpa, K. Potter and M. Ruzzene. The hexachiral prismatic wingbox concept. *Physica Status Solidi B*, **245(3)**, 570-577, 2008.
- [10] A. Spadoni and M. Ruzzene, Numerical and experimental analysis of chiral truss-core airfoils. *Journal of Mechanics of Materials and Structures*, **2(5)**, 965-981, 2007.
- [11] A. Airoidi, M. Crespi, G. Quaranta, G. Sala. Design of a morphing airfoil with composite chiral structure. *Journal of Aircraft*, **49(4)**, 1008-1019, 2012.
- [12] F. Previtali and P. Ermanni, Performances of a non-tapered 3D moprhing wing with integrated compliant rib. *Smart Materials and Structures* **21(5)**, 0550008, 2012.
- [13] R.S. Lakes, Deformation mechanism in negative Poisson's ratio materials : structural aspects. *Journal of Materials Science and Technology*, **26**, 2287-2292, 1991.
- [14] D. Prall and R.S. Lakes, Properties of a chiral honeycomb with a Poisson's ratio -1, *International Journal of Mechanical Science*, **39**, 305-314, 1996.
- [15] A. Alderon, K. Alderson, D.D. Attard, K. Evans, R. Gatt, J. Grima et al, Elastic constants of 3-,4- and 6-connected chiral and anti-chiral honeycombs subject to uniaxial in-plane loading, *Composite Science and Technology*, **70(7)**, 1042-1048, 2010.
- [16] P. Bettini, A. Airoidi, G. Sala, L. Di Landro, M. Ruzzene and A . Spadoni, Composite Chiral Structures for Morphing Airfoils: Numerical Analyses and Development of a Manufacturing Process, *Composites Part B - Engineering*, **41(2)**, 133-147,2010.
- [17] A. Airoidi, G. Quaranta, A. Beltramin and G. Sala, Design of a morphing actuated aileron with chiral composite internal structures, *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, **1 (3)**, 329-349,2014
- [18] W. Miller, C.W. Smith, F. Scarpa, K.E. Evans, Flatwise buckling optimization of hexachiral and tetrachiral honeycombs, *Composite Science and Technology*, **70(7)**, 1049-1056, 2010.

- [19] B. Caulfield, P.E. McHugh, Lohfeld S., Dependence of mechanical properties of polyimide components on build parameters in the SLS process, *Journal of Materials Processing Technology*, **182**, 477-488, 2010.
- [20] G. Cicala , G. REcca, L. Oliveri, Y. Preikleous, F. Scarpa, C. Lira, A. Lorato, D.J. Grube and G. Ziegmann, Hexachiral truss-core with twisted hemp yarns : out-of-plane shear properties. *Composite Structures*, **94**, 3556-3562, 2012
- [21] A. Airoidi,P. Bettini, M. Zazzarini, F. Scarpa, Failure and Energy Absorption of Plastic and Composite Chiral Honeycombs, in: Structures Under Shock and Impact XII, G. Schleyer and C.A. Brebbia (Eds.), WIT Press, Southampton, 2012.
- [22] F. Gandhi, P. Anusonti-Inthra, Skin design for variable camber morphing aircraft, *Smart Materials and Structures*, **17**, 1-8, 2008.
- [23] T. Yokozeki, S. Takeda, T. Ogasawara and T. Ishikawa, Properties of corrugated composites for candidate flexible wing structures, *Composites Part A : Applied Science Manufacturing*, **37**(4), 1578-1586, 2006.
- [24] C. Thill, J.A. Etches. I. Bond, K. Potter, P.M. Weaver and M.R. Wisnom, Investigation of trapezoidal corrugated arammid/epoxy laminates under large tensile displacements trainverse to corrugation direction, *Composites Part A : Applied Science Manufacturing*, **41**,168-176, 2010.
- [25] Xia Y., M.I. Firswell, E.I. Saavedra Flores, Equivalent models of corrugated panels, *International Journal of Solids and Structures* **49**, 1453-1462, 2012.
- [26] Abaqus, *Analysis and User's Manual Version 6.13*, 2013.