

# POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in  
Ingegneria Aeronautica



Studio di rivestimenti per strutture morphing con impiego  
di materiali elastomerici e compositi

Relatore: Prof. Giuseppe SALA

Co-relatori: Prof. Alessandro AIROLDI  
Ing. Paolo BETTINI

Tesi di Laurea di:

Filippo Maria BOLIS Matr. 719977

Anno Accademico 2010 - 2011

# Indice generale

<b>INTRODUZIONE.....</b>	<b>3</b>
<b>CAPITOLO 1</b>	
<b>IL MORPHING.....</b>	<b>5</b>
1.1 Generalità.....	5
1.2 Strutture capaci di morphing.....	8
1.3 Struttura chirale.....	11
1.4 Trave basata sulle celle chirali.....	17
1.5 Deriva a curvatura variabile.....	20
<b>CAPITOLO 2</b>	
<b>RIVESTIMENTO ESTERNO DEFORMABILE.....</b>	<b>23</b>
2.1 Definizione dei requisiti.....	24
2.2 Procedura di prova numerica.....	26
2.3 Considerazioni preliminari ai modelli numerici.....	28
2.4 Scaglie ad Y ed elastomero.....	31
2.5 Pelle con rinforzi inglobati.....	32
2.6 Corrugato con elastomero.....	33
2.7 Corrugato con piastre inglobate.....	34
2.8 Corrugato abbinato a pelle con rinforzi inglobati.....	35
2.9 Corrugato con piastre non inglobate.....	36
2.10 Alcuni dettagli del modello ad elementi finiti.....	38

<b>CAPITOLO 3</b>	
<b>ANALISI NUMERICHE SVOLTE SUL RIVESTIMENTO.....</b>	<b>40</b>
3.1 Materiali scelti.....	40
3.2 Applicazione del carico.....	41
3.3 Risultati delle analisi numeriche.....	42
<b>CAPITOLO 4</b>	
<b>PROGETTAZIONE DELLO STAMPO PER LA REALIZZAZIONE DEL</b>	
<b>PROVINO.....</b>	<b>50</b>
4.1 Stampo per la produzione delle scaglie in materiale composito.....	51
4.2 Stampo per l'assemblaggio e per la polimerizzazione dell'elastomero...53	
3.3 Elastomero.....	57
<b>CAPITOLO 5</b>	
<b>PROGETTAZIONE DELL'ATTREZZATURA DI PROVA.....</b>	<b>59</b>
5.1 Attrezzatura di prova .....	59
5.2 Modulo elastico dell'elastomero e test della macchina di prova.....	65
<b>CONCLUSIONE E SVILUPPI FUTURI.....</b>	<b>68</b>
<b>BIBLIOGRAFIA.....</b>	<b>70</b>

# Indice delle illustrazioni

Figura 1.1: Morphing su larga scala.....	6
Figura 1.2: Tupolev Tu-160.....	7
Figura 1.3: XB-70.....	7
Figura 1.4: Profilo aerodinamico variabile.....	7
Figura 1.5: AFTI F-111 Mission Adaptive Wing.....	8
Figura 1.6: Wright Flyer.....	9
Figura 1.7: profilo con nucleo chirale.....	12
Figura 1.8: Molecola chirale.....	12
Figura 1.9: nido d'ape.....	13
Figura 1.10: struttura cellulare rientrante.....	13
Figura 1.11: cella chirale.....	14
Figura 1.12: effetti della variazione di L/R.....	15
Figura 1.13: realizzazione di un nodo.....	16
Figura 1.14: Incollaggio dei legamenti con tamponi in gomma.....	16
Figura 1.15: superficie portante con struttura chirale come trave centrale.....	17
Figura 1.16: cambering passivo (grigio = cella chirale, x = cerniere).....	18
Figura 1.17: aumento di efficienza (grigio = cella chirale, x = cerniere).....	19
Figura 1.18: "effetto vela".....	21
Figura 2.1: Sezione della trave a celle chirali da utilizzare nel dimostratore tecnologico.....	25
Figura 2.2: Esempio di sezione di rivestimento da sottoporre alla prova numerica.....	26
Figura 2.3: Procedura di prova in tre fasi.....	27
Figura 2.4: Particolare di un possibile rivestimento: in blu lo strato elastomerico, in rosso l'incollaggio. Le scaglie a Y sono in fibra di carbonio. Si notino le bielle di collegamento.....	30
Figura 2.5: Soluzione con scaglie a Y ed elastomero (dimensioni in mm).....	31
Figura 2.6: Particolare del rivestimento deformato.....	32
Figura 2.7: Soluzione con scaglie inglobate (dimensioni in mm).....	32
Figura 2.8: Particolare della soluzione a pelle con rinforzi inglobati sottoposta ad una carico.....	33
Figura 2.9: Soluzione con corrugato + elastomero.....	34
Figura 2.10: Particolare della soluzione con corrugato + elastomero (senza raccordi).....	34
Figura 2.11: Soluzione con corrugato + piastra inglobata.....	35
Figura 2.12: Particolare della soluzione con corrugato + piastre inglobate (senza raccordi).....	35
Figura 2.13: Soluzione con corrugato + pelle con rinforzi inglobati.....	36
Figura 2.14: Particolare della soluzione con corrugato e pelle con rinforzi inglobati (senza raccordi).....	36
Figura 2.15: Soluzione con corrugato e piastra non inglobata.....	37
Figura 2.16: Particolare della soluzione con corrugato e piastre non inglobate (deformata).....	37
Figura 2.17: Elementi di piastra.....	38
Figura 2.18: Elementi solidi.....	38

Figura 2.19: Esternità del provino: in rosso i nodi che fanno parte dell'elemento rigido di carico/vincolo.....	39
Figura 3.1: Spostamenti applicati al provino.....	42
Figura 3.2.....	42
Figura 3.3.....	43
Figura 3.4: Andamento della deformazione.....	44
Figura 3.5: .....	45
Figura 3.6: .....	46
Figura 3.7: Sforzi globali (Strato elastomero rimosso).....	47
Figura 3.8: Deformazioni.....	48
Figura 3.9: .....	48
Figura 4.1: Scaglie interne con lamine distanziatrici.....	51
Figura 4.2: Stampo e scaglie in carbonio.....	52
Figura 4.3: Stampo e strato di scaglie collegate tra loro.....	53
Figura 4.4: Stampo per l'assemblaggio (il controstampo è identico).....	54
Figura 4.5: Assemblaggio: fase 1.....	54
Figura 4.6: Assemblaggio: fase 2.....	54
Figura 4.7: Assemblaggio: fase 3.....	55
Figura 4.8: Assemblaggio: fase 4.....	55
Figura 4.9: Assemblaggio: fase 5.....	55
Figura 4.10: Assemblaggio: fase 6.....	55
Figura 4.11: Assemblaggio: fase finale, con piastra forata e base.....	56
Figura 4.12: Relazione tra durezza e modulo elastico.....	58
Figura 5.1: Attrezzatura di prova (in arancione il provino).....	60
Figura 5.2: Base dell'attrezzatura con guida lineare (in nero).....	61
Figura 5.3: Gruppo di applicazione del carico (in blu: manicotto senza attrito, in rosso: cella di carico).....	62
Figura 5.4: Particolare del collegamento della cella di carico.....	62
Figura 5.5: Provino collegato ai due morsetti.....	63
Figura 5.6: Attrezzatura di prova.....	64
Figura 5.7: Attrezzatura di prova.....	65
Figura 5.8: Grafico Forza-Spostamento a trazione.....	66
Figura 5.9: Grafico $\sigma$ - $\epsilon$ per l'elastomero.....	66
Figura 5.10: Grafico Forza-Spostamento a trazione (coefficiente di correlazione $R^2 = 0,835$ ).....	67

## Introduzione

Il morphing è un concetto innovativo che si sta lentamente facendo strada in ambito aeronautico. Con l'ausilio di strutture deformabili, che modificano la loro forma in funzione delle condizioni di volo e dei comandi del pilota è possibile migliorare le prestazioni di ogni velivolo. In particolare, saranno le caratteristiche aerodinamiche a risentirne positivamente, in quanto la struttura deformabile elimina la necessità di componenti mobili separate, quali i comandi di volo, che perturbano l'uniformità del flusso aerodinamico creando discontinuità sulle superfici. I piani di coda ed il timone verticale, pertanto, sono le applicazioni naturali di questa tecnologia, in quanto hanno requisiti strutturali minori rispetto all'ala e consentono di utilizzare soluzioni con una maggiore deformabilità.

Un particolare tipo di strutture con capacità di morphing si avvale di un'anima basta sulle celle chirali; queste celle presentano alcune caratteristiche che si adattano perfettamente allo scopo, come la possibilità di consentire grandi spostamenti macroscopici mantenendo le deformazioni locali a valori limitati e vantano un'elevata rigidità a taglio e a torsione. In questo modo, non è necessario ricorrere a materiali eccezionalmente innovativi o a meccanismi complessi per produrre le variazioni di forma volute: è sufficiente affidarsi alle deformazioni che molti materiali sono in grado di sopportare pur rimanendo nel loro campo di elasticità. I metalli, ad esempio, possono adattarsi alla realizzazione delle celle chirali, ma i materiali compositi, come fibra di carbonio e vetro, sono dei candidati migliori, in funzione della loro elevata rigidità in campo elastico e del peso ridotto.

Il componente che si basa sulle celle chirali costituisce il cuore della struttura deformabile, ma non ha le caratteristiche adatte per costituire la parte più esterna di una superficie aerodinamica e per interagire direttamente con il flusso aerodinamico. Il rivestimento, infatti, oltre ad avere una superficie aerodinamicamente liscia, deve essere sufficientemente rigido per trasmettere i carichi aerodinamici alla struttura portante senza deformarsi eccessivamente; inoltre, deve esibire una buona resistenza meccanica, in modo che i piccoli impatti, a cui la superficie esterna dei velivoli è sottoposta, non comportino rotture e conseguenti compromissioni di funzionamento. Anche la funzione strutturale del rivestimento non è trascurabile, infatti, nelle strutture a semiguscio di ambito aeronautico una considerevole parte della rigidità è

garantita dal rivestimento. Pertanto la difficoltà consiste nel trovare una soluzione costruttiva che conferisca al rivestimento buone capacità di resistenza preservandone contemporaneamente le capacità di cambiamento di forma. Questa particolare progettazione, quindi, esula dai criteri abitualmente usati nella costruzione di strutture aeronautiche; un'interessante peculiarità delle soluzioni proposte, ad esempio, è costituita dall'utilizzo di materiali compositi ed elastomeri in combinazione.

Il presente lavoro di tesi si prefigge di indagare alcune soluzioni possibili per questo rivestimento, da utilizzare in un dimostratore tecnologico che verrà testato in galleria per indagare le reali capacità di un componente basato sulle celle chirali.

La prima parte, dopo un'introduzione sul concetto di morphing e sulle sue potenzialità, è incentrata sullo studio numerico delle soluzioni proposte, valutandone le caratteristiche meccaniche, come le rigidità e le distribuzioni degli sforzi nei vari componenti.

Successivamente si è proceduto alla progettazione di uno stampo per la realizzazione di un provino basato sulla soluzione che ha mostrato i migliori risultati nella fase di analisi ad elementi finiti.

Infine, è stato necessario pensare ad una macchina di prova che si adatti alle particolari necessità delle prove sperimentali; il provino che rappresenta il rivestimento, infatti, è caratterizzato da rigidità molto limitate e deve essere testato a trazione e flessione contemporaneamente, per valutarne compiutamente il comportamento.

# Capitolo 1

## Il Morphing

Ogni velivolo viene progettato cercando di massimizzare le prestazioni in una determinata condizione di volo, che rappresenta il compito per cui il velivolo è stato pensato e in cui deve eccellere. Questa filosofia di progetto comporta una riduzione delle prestazioni in tutte le altre condizioni di volo che richiederebbero una diversa ottimizzazione, generalmente in conflitto con con gli obiettivi scelti. Altre volte, invece, il dimensionamento ottimale deve essere modificato per garantire un comportamento accettabile anche in altre condizioni di volo, quali le fasi critiche di decollo e atterraggio oppure una diversa posizione del baricentro, portando così ad un peggioramento delle performance nella condizione di progetto. Questa dicotomia non può essere risolta con le tecniche di progetto usuali e pertanto ha dato origine alle soluzioni che ricadono all'interno della definizione di morphing. Le strutture capaci di morphing, infatti, non sono vincolate ad avere una forma fissa, ma possono modificarsi per rispondere in modo migliore alle condizioni in cui si trovano [1]. Ancora una volta, l'ispirazione nasce dall'osservazione della natura e di come gli uccelli cambino lo svergolamento, la curvatura e la forma in pianta delle proprie ali in funzione delle necessità. Come è facile intuire, questo ambito di ricerca richiede un approccio completamente diverso da quello usato nella progettazione strutturale classica e spesso anche materiali innovativi.

### 1.1 Generalità

Quando si prende in considerazione la possibilità che alcune componenti del velivolo non devono necessariamente avere una forma prefissata, ma possono adattarsi secondo le necessità, si possono ipotizzare vantaggi in quattro generi [2] :

- miglioramento delle performance e possibilità di estendere l'involuppo di volo



- sostituzione delle usuali superfici di controllo migliorando l'efficacia dei controlli impartiti dal pilota e riducendo la tracciabilità radar
- riduzione del coefficiente di resistenza, migliorando così range o i consumi
- riduzione delle vibrazioni e controllo attivo dei fenomeni aeroelastici

Tutte queste applicazioni vengono considerate *morphing*, ma si distinguono per l'entità della variazione di forma richiesta e per la velocità con cui questa variazione deve avvenire. Fortunatamente, infatti, per il controllo delle vibrazioni sono necessari piccoli cambiamenti di forma ad alta frequenza, mentre le grandi variazioni che permettono il miglioramento delle caratteristiche di volo del velivolo possono essere realizzate molto lentamente. Pertanto le tecnologie con cui realizzare il *morphing* sono molteplici e dipendono molto dalla scala richiesta per la specifica applicazione, ma in generale tutte comportano un aggravio di peso, che deve essere giustificato dai benefici attesi. Si parla di *morphing su larga scala* quando sono coinvolte grandi trasformazioni della configurazione del velivolo, quindi dei parametri dell'ala, quali freccia, corda e apertura (Figura 1.1), modificando indirettamente anche superficie totale e allungamento; questo è il modo per influire maggiormente sulle prestazioni globali del velivolo e sul suo inviluppo di volo [3].

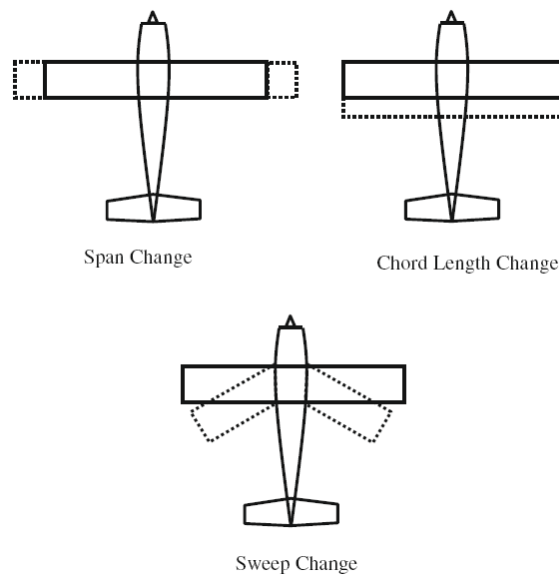


Figura 1.1: *Morphing su larga scala*

Un classico esempio di questa soluzione è rappresentato dai molteplici velivoli con ala a geometria variabile (Figura 1.2) oppure dal bombardiere sperimentale

XB-70 Valkyrie, le cui estremità alari si ripiegano verso il basso durante il volo a velocità supersoniche, per migliorare la stabilità e trarre vantaggio dagli effetti di comprimibilità (Figura 1.3).

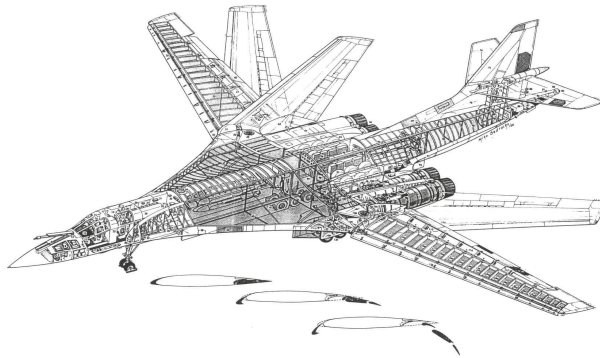


Figura 1.2: Tupolev Tu-160

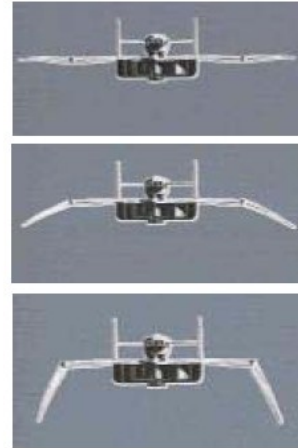


Figura 1.3: XB-70

Con *morphing di media scala* si intendono cambiamenti di forma limitati, quali la variazione della curvatura della linea media del profilo aerodinamico, dello svergolamento o, limitatamente, dello spessore.. In questo modo è possibile ottenere superfici aerodinamiche che svolgono la funzione degli usuali controlli di volo, oppure modificare la distribuzione dei carichi sia in corda che in apertura e così ridurre le sollecitazioni a cui è sottoposta la struttura.

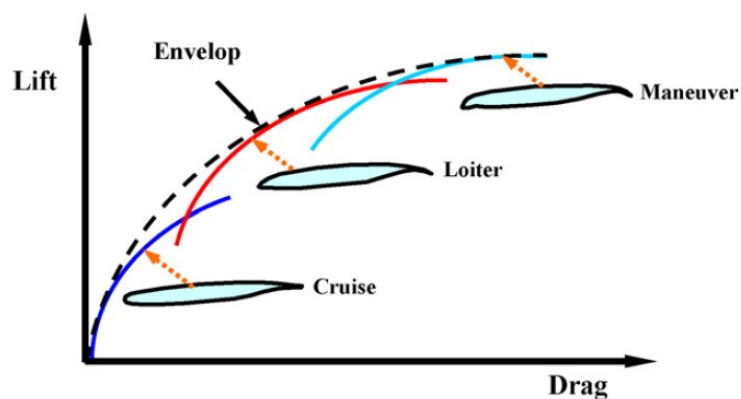


Figura 1.4: Profilo aerodinamico variabile

Infine, ricadono in questa categoria, anche le modifiche della forma dei profili alari, atte a migliorare le caratteristiche aerodinamiche in funzione della condizione di volo [4] (Figura 1.4). Gli ipersostentatori di bordo d'attacco e di bordo d'uscita possono essere considerati i primi tentativi di esplorare questo ambito, perché quando sono estratti modificano effettivamente la curvatura complessiva del profilo, migliorandone la portanza. Un esempio più avanzato è rappresentato dall'AFTI (Advanced Fighter Technology Integration) F-111 sviluppato dalla NASA per lo studio di profili a curvatura variabile [5] (Figura 1.5).



Figura 1.5: AFTI F-111 Mission Adaptive Wing

Infine, quando le variazioni di forma sono di entità estremamente limitata si può parlare di *morphing di piccola scala*, in cui si cerca di modificare il flusso aerodinamico localizzato; ad esempio si può incidere sullo sviluppo dello strato limite e ridurre la resistenza aerodinamica, oppure controllare i fenomeni aeroelastici a cui l'ala è sottoposta, senza irrigidire la struttura.

## 1.2 Strutture capaci di morphing

Le strutture che sono in grado di modificare la propria forma ricadono in due principali categorie: le strutture pieghevoli e le strutture deformabili. Il primo gruppo è composto da elementi con parti mobili le une rispetto alle altre, che si dispiegano secondo cinematismi ben definiti. Un meccanismo di questo genere deve avere un grado di libertà non vincolato, in modo da poter esprimere il suo movimento; questa labilità deve essere controllata da un attuatore, o da un gruppo di attuatori, in modo che sia possibile mantenere la forma desiderata e variarla quando necessario. Componenti di questo tipo vengono spesso utilizzati in ambito spaziale, ad esempio i telai che sostengono i pannelli solari dei satelliti, poiché permettono di ridurre le dimensioni al momento del lancio.

Anche le ali a geometria variabile, caratteristiche di alcuni velivoli militari supersonici (Figura 1.2), sono un ottimo esempio di questa soluzione. L'utilizzo di meccanismi cinematici per realizzare il morphing è limitato a causa dei problemi connessi: infatti, se considerevoli parti del velivolo devono cambiare forma, ruotando attorno a cerniere o scorrendo lungo guide, gli elementi di vincolo sono sottoposti a sollecitazioni molto elevate e devono essere molto resistenti all'usura causata dal movimento. Inoltre, sono necessari attuatori molto potenti, in grado di esercitare elevate forze o coppie in zone circoscritte, con i problemi che questo comporta per l'impiantistica. I velivoli che utilizzano questa architettura, infatti, richiedono un'elevata manutenzione e hanno un peso maggiore, che deve essere giustificato in funzione delle migliori prestazioni (esempio: F-14 Tomcat). Anche i normali controlli di volo possono essere enumerati in questa categoria, in quanto sono superfici mobili che ruotano attorno ad un asse di cerniera.

L'altra categoria, invece, sfrutta la deformabilità di ogni materiale per consentire i cambiamenti di forma; questa soluzione permette di eliminare le discontinuità aerodinamiche, perché non ci sono più parti che scorrono tra loro, ma tutta il componente modifica la sua forma deformandosi elasticamente. Anche una riduzione significativa del peso è possibile rispetto ai meccanismi cinematici, in quanto vengono eliminati diversi componenti che governano e mantengono nei limiti prestabiliti il cambiamento di forma.

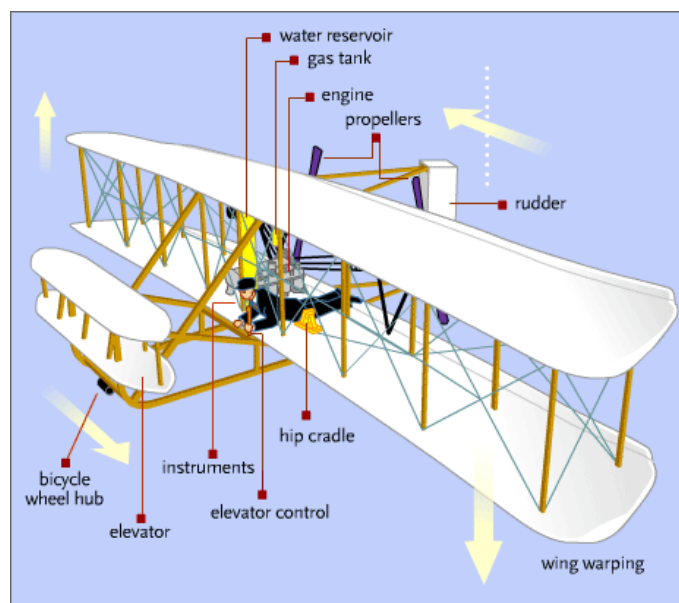


Figura 1.6: Wright Flyer

Il primo esempio di questa soluzione è presente già nel primo oggetto a spiccare il volo: il Flyer dei fratelli Wright non era dotato di alettoni, ma sfruttava la torsione dell'estremità del traliccio alare per il controllo del rollio. Un approccio di questo tipo richiede strutture poco rigide per rendere agevole la deformazione, con tutti i problemi di resistenza che questo comporta, perciò, quando si progettano strutture che devono per necessità essere rigide e resistenti, i cambiamenti di forma possibili non possono che essere contenuti [6]; come ulteriore conseguenza gli effetti aeroelastici non possono essere mai trascurati [7], sia per la maggiore deformabilità delle strutture sia per le caratteristiche peculiari del processo di cambiamento di forma che interagisce in maniera unica con il flusso d'aria. Naturalmente questo non era un problema per i fratelli Wright. Un esempio più moderno di questo concetto è F/A-18 AAW (Active Aeroelastic Wing), che non è altro se non un adattamento ai velivoli moderni dell'idea del primo aereo della storia: usare la deformabilità torsionale dell'ala per migliorare la manovrabilità.

Le strutture deformabili anche una soluzione, che, permettendo notevoli vantaggi, richiede anche tecnologie avanzate e nuovi materiali, per consentire elevati range di deformazione elastica [8]. I metalli per questo motivo, non si prestano in maniera ottimale, poiché il loro campo elastico è limitato e sono particolarmente soggetti a rotture per fatica, soprattutto l'alluminio, onnipresente nelle strutture aeronautiche. I materiali compositi, invece, quali le fibre di carbonio o vetro, si prestano bene ad applicazioni di questo genere, poiché hanno un'elevata resistenza in campo elastico e non sono particolarmente soggetti a rotture per fatica, anche se hanno lo svantaggio di essere fragili e reagire negativamente a impatti di lieve entità. La peculiarità più interessante, però, è la possibilità di adattare la rigidità alle necessità di deformabilità; a differenza dei metalli, che sono omogenei, le fibre di carbonio sono anisotrope e la maggiore rigidità si ha nella direzione delle fibre, quindi, orientando opportunamente le fibre si può indirizzare la deformabilità. In questo modo si possono usare nuove metodologie di progettazione atte ad amplificare gli effetti del morphing o a minimizzare le conseguenze avverse dei fenomeni aeroelastici (aeroelastic tailoring).

Un'altra interessante potenzialità dei materiali compositi deriva dai processi di produzione: un oggetto in composito si ottiene disponendo successivamente gli strati di lamine opportunamente orientate. Questo permette di inglobare nel pezzo altri materiali e componenti; per esempio si possono alternare lamine di fibre diverse o lastre di metalliche in modo da combinare le proprietà meccaniche che interessano (il Glare, ad esempio, ha la resistenza agli urti dei metalli e la resistenza alla fatica tipica della fibra di vetro). La flessibilità evidenziata permette di creare strutture intelligenti e molto avanzate che oltre alle proprietà meccaniche offrono anche proprietà funzionali, quali il controllo dello stato di salute della struttura, lo smorzamento delle vibrazioni e il controllo

della forma. Queste caratteristiche si ottengono inserendo attuatori e sensori nella fase di produzione; così facendo si ottengono sensori distribuiti che consentono di valutare lo stato della struttura lungo tutta la sua estensione ed intervenire quando si rilevano danni. Questa è un'esigenza fondamentale quando si tratta di strutture molto deformabili sottoposte a frequenti variazioni di forma e vibrazioni e costruite con materiali che mal tollerano gli impatti, i cui danni non sono facilmente identificabili (caratteristica legata alla fragilità dei materiali compositi). Analogamente, se si è interessati ad una struttura deformabile, si possono disporre gli attuatori in modo distribuito. Quando si realizza il morphing affidandosi ai meccanismi delle strutture pieghevoli, il movimento è concentrato nel vincolo, dove si ha il collegamento con l'attuatore che è in grado di imporre il movimento di un'area di dimensioni limitate. Invece una struttura deformabile generalmente non può accettare un approccio di questo tipo perché le deformazioni consentite dal materiale sono limitate, quindi concentrando lo spostamento in un solo punto si avrebbe la rottura. Se si aggira questo problema distribuendo lo spostamento su tutta la superficie della struttura con tanti piccoli attuatori che applicano forze minori in sequenza è possibile ottenere le grandi variazioni di forma richieste. Attuatori di questo tipo generalmente sono lamine di materiali piezoceramici o piezopolimerici annegate nella matrice del composito: è sufficiente applicare una differenza di potenziale alle due facce della lamina per ottenere l'effetto di attuazione desiderato. Un approccio ispirato a questa tecnologia permette di ridurre il peso degli attuatori, che devono generare forze molto limitate e di aumentare l'affidabilità poiché la rottura di un solo attuatore non pregiudica il funzionamento dell'intera struttura. In definitiva, le strutture intelligenti ed i materiali compositi si integrano perfettamente con l'idea del morphing basato sulla deformabilità, poiché permettono di combinare i loro vantaggi con gli obiettivi di una struttura a forma variabile.

### **1.3 Struttura chirale**

Il morphing ha come oggetto principale le superfici portanti di un velivolo, poiché sono quelle che influiscono in maniera più sostanziale sulle prestazioni, quindi è importante presentare un concetto che permette di dare vita a queste essenziali architetture. L'idea, assai innovativa, su cui si basa questo lavoro, è imperniata sulle strutture chiraliche, che si adattano ad essere utilizzate come nucleo di una superficie portante [9]. La Figura 1.7 mostra la sezione di una struttura che si serve di un cuore basato su una topologia chirale.

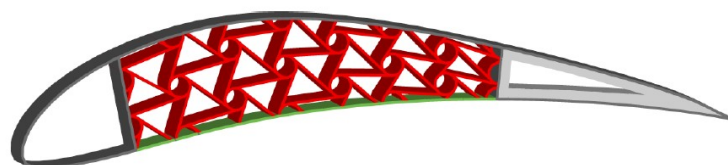


Figura 1.7: profilo con nucleo chirale

Il concetto di “chiralità” definisce la proprietà che caratterizza gli oggetti la cui immagine riflessa non può essere sovrapposta all'oggetto iniziale mediante sole rotazioni e traslazioni; questa caratteristica è tipica delle nostre mani che infatti sono l'origine etimologica del termine (dal greco  $\chi\epsilon\iota\rho$  che significa mano). Altri esempi di figure chirali sono le eliche, i nastri di Möbius e i triangoli scaleni. Anche se potrebbe sembrare un concetto relegato all'astrazione, ha anche importanti risvolti pratici, infatti, molte molecole importanti in biologia e farmacologia sono chirali: gli aminoacidi e gli zuccheri, ad esempio, sono molecole chirali; DNA ed RNA sono polimeri composti da unità chirali e si presentano in natura solo in una delle due forme chirali possibili, analogamente a come le conchiglie delle chioccioline si avvolgono sempre in senso antiorario. Questa unicità è dovuta all'effetto che l'orientazione chirale ha sulle proprietà chimiche delle molecole, che generalmente si comportano nello stesso modo, ma in presenza di altre molecole chirali esibiscono proprietà differenti. I farmaci, ad esempio, possono avere effetti diversi, secondo la loro orientazione. Altre molecole, di scarsa importanza biologica, si presentano in natura in entrambe le forme ed interagiscono in modo interessante con la luce polarizzata, ruotandone il piano di polarizzazione secondo la loro chiralità, come scoprì Pasteur nel 1848.

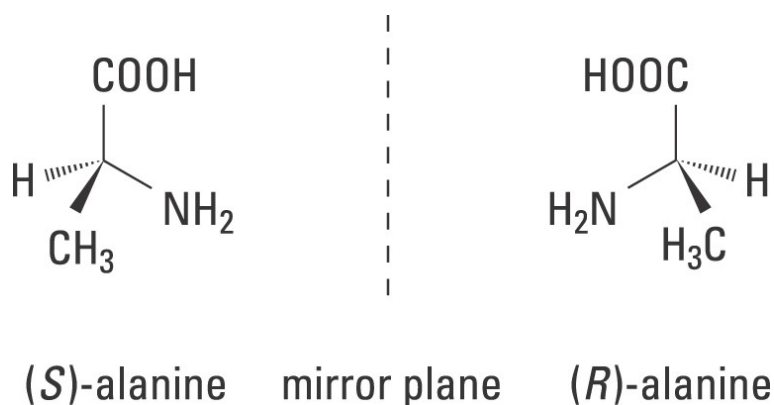


Figura 1.8: Molecola chirale

Le topologie chirali, in particolare, possono essere usate a livello ingegneristico per creare solidi cellulari che possono avere molte applicazioni. L'esempio più comune di solido cellulare è il nido d'ape che viene molto usato in ambito aeronautico per produrre pannelli leggeri e resistenti (pannelli sandwich); esistono, però, particolari tipi di strutture cellulari che esibiscono l'interessante proprietà di aver un coefficiente di Poisson negativo e quindi quando sono sottoposti a tensione si allargano trasversalmente anziché restringersi. Materiali con questa proprietà non sono noti, quindi è necessario interessarsi a strutture cellulari opportunamente progettate o a particolari schiume.

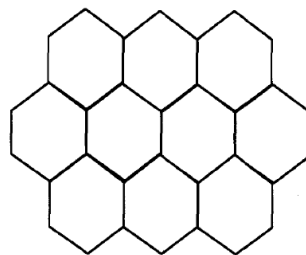


Figura 1.9: nido d'ape

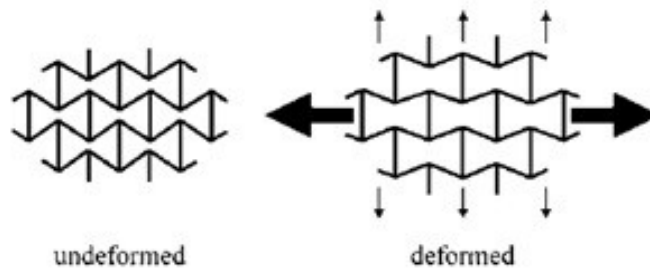


Figura 1.10: struttura cellulare rientrante

In questi casi l'allargamento sotto uno sforzo di trazione è causato dal distendersi delle cellule rientranti. Particolare interesse si può riscontrare nei confronti di forme che esibiscono un coefficiente di Poisson  $\nu = -1$ ; infatti, se ricordiamo la relazione che lega il modulo di elasticità a taglio con il modulo assiale e il coefficiente di Poisson:

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

è possibile riconoscere che quando  $\nu$  tende a  $-1$ ,  $G$  tende ad infinito indipendentemente dal valore di  $E$ . Nella realtà  $\nu$  non è propriamente uguale a  $-1$ , ma vi tende solamente e quindi il solido cellulare presenta un'elevata resistenza a taglio e a compressione nel piano.



La topologia chirale presentata in Figura 1.11 mostra questa proprietà ed è composta da elementi circolari (nodi) collegati da legamenti rettilinei tangenti ai nodi. Una topologia di questo genere presenta sia simmetria chirale bidimensionale, sia simmetria esagonale, che conferisce isotropia nel piano. I parametri necessari per una definizione completa comprendono la lunghezza del legamento (  $L$  ), lo spessore delle pareti dei legamenti (  $t_b$  ) e dei nodi (  $t_n$  ), il raggio dei nodi (  $r$  ) e la distanza tra i centri dei nodi (  $R$  ). Infine vi sono i due angoli  $\beta$  e l'angolo  $\theta$  che rappresenta la metà dell'angolo di apertura della cella.

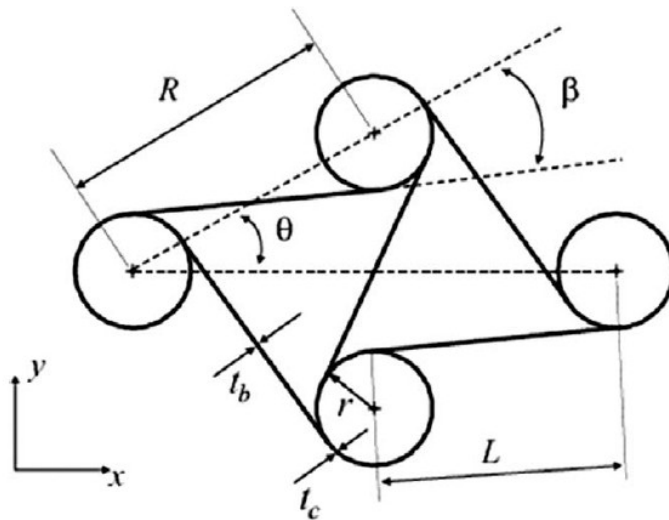


Figura 1.11: cella chirale

I parametri non sono indipendenti, ma sono legati tra loro dalle seguenti relazioni:

$$\tan(\beta) = \frac{2r}{L}$$

$$\sin(\beta) = \frac{2r}{R}$$

$$\tan(\theta) = \frac{1}{2}$$

La grandezza di maggiore importanza è data dal rapporto  $L/R$ , poiché influenza le proprietà, ed in particolar modo la flessibilità della cella;

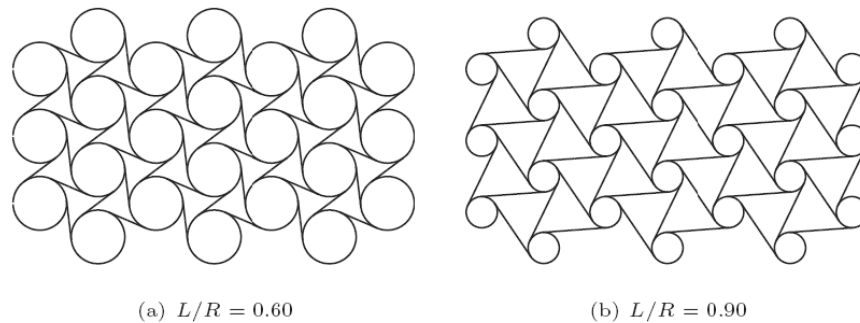


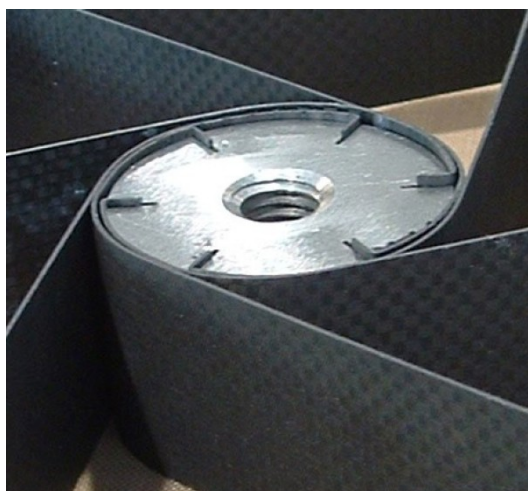
Figura 1.12: effetti della variazione di  $L/R$

La grande influenza del rapporto  $L/R$  è dovuta al meccanismo di deformazione elastica prevalente, cioè la flessione dei legamenti e conseguente rotazione dei nodi.

L'applicazione di questa struttura alle problematiche del morphing è promettente, perché coniuga la flessibilità nel piano necessaria alla variazioni di forma con la rigidità a taglio e a torsione, fondamentali per una superficie portante che deve esistere ai carichi aerodinamici applicati.

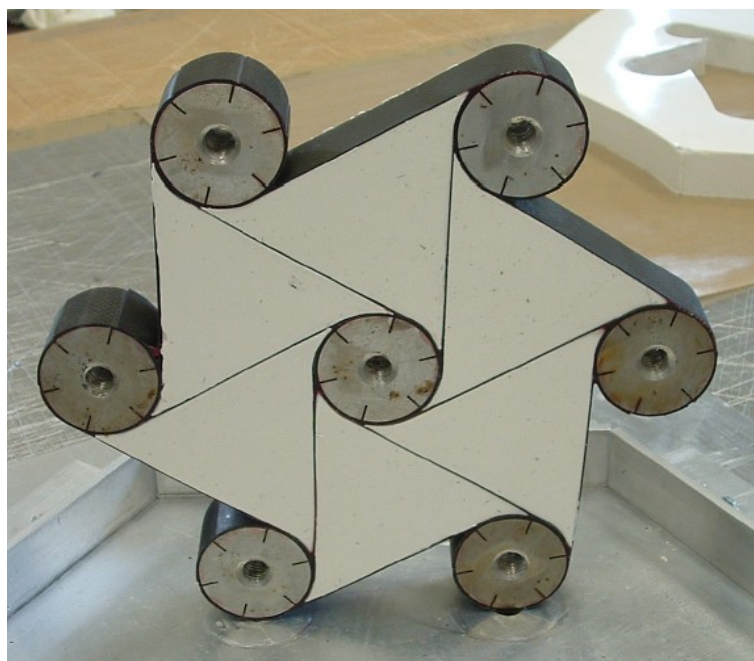
Un esempio di applicazione delle strutture chirali è dato dal profilo in Figura 1.7 costituito da un cuore cellulare che permette le variazioni della forma del profilo, tra cui il de-cambering; il naso ed il bordo d'attacco, invece, hanno una costruzione classica in un pezzo unico di sezione opportuna, per garantire le proprietà aerodinamiche del profilo e allo stesso tempo fornire delle zone per vincolare tutta la struttura alla fusoliera, in quanto gli elementi delle celle sono troppo esili.

La realizzazione della parte centrale può essere molto complicata, a causa della forma cellulare particolarmente dettagliata. Si possono sfruttare le tecniche ormai molto comuni di lavorazione con le macchine a controllo numerico partendo da un blocco iniziale di metallo, oppure si può pensare di utilizzare i materiali compositi, che, come già accennato in precedenza, si pestano perfettamente alle applicazioni di morphing, grazie all'ampiezza del loro campo elastico. Inoltre gli oggetti realizzati in composito richiedono tecniche realizzative completamente differenti, infatti, anziché lavorare per sottrazione di materiale, è necessario provvedere all'aggiunta del solo materiale richiesto. Seguendo questa idea, il processo produttivo richiede la realizzazione dei componenti della cella chirale, cioè nodi cilindrici e legamenti, che possono essere poi incollati tra loro mediante appositi adesivi strutturali.



*Figura 1.13: realizzazione di un nodo*

Per velocizzare ulteriormente la produzione si è pensato di non utilizzare un nodo cilindrico separatamente realizzato per i nodi adiacenti a sei legamenti, ma di creare la parte cilindrica mediante la sovrapposizione delle estremità dei legamenti stessi (Figura 1.13). Questo metodo richiede l'attenta valutazione degli spessori dei legamenti e degli strati adesivi, ma permette di diminuire il numero di elementi da assemblare e di assicurare una migliore adesione dei legamenti tra loro.

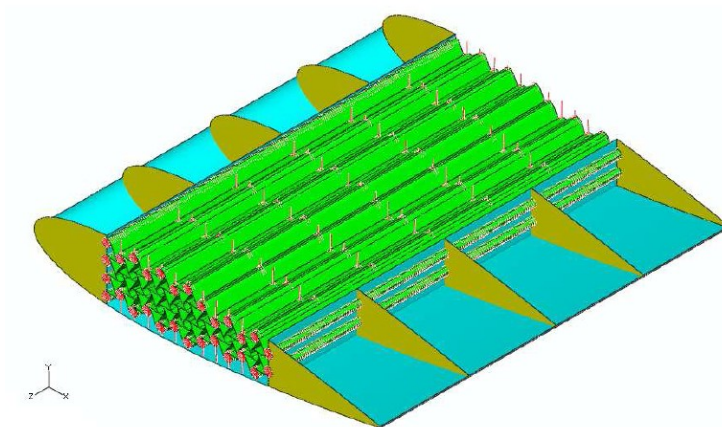


*Figura 1.14: Incollaggio dei legamenti con tamponi in gomma*

I componenti, quindi, vengono disposti in uno stampo che li mantiene in posizione, gli spazi “triangolari” delle celle vengono riempiti di gomma siliconica che, con la sua espansione durante il ciclo di polimerizzazione dell'adesivo in autoclave, crea pressione sui legamenti, favorendo un migliore contatto tra le parti da incollare.

#### 1.4 Trave basata sulle celle chirali

Una superficie portante basata interamente sui concetti espressi in precedenza si può rivelare vantaggiosa, perché, in aggiunta ai benefici legati al morphing, la struttura cellulare può effettivamente aiutare a sopportare i carichi aerodinamici; la topologia a celle, infatti, è composta da un elevato numero di celle chiuse, che sono molto rigide a torsione e la topologia chirale, con le sue caratteristiche conferisce una buona rigidità a taglio [10]. Inoltre i nodi cilindrici sono molto resistenti a trazione e compressione e sono collegati tra loro da legamenti, formando un componente che può conferire elevata rigidità a flessione. Per questi motivi è possibile progettare una superficie portante, come ad esempio un'ala o uno stabilizzatore, che abbia una parte centrale costruita da celle chirali che si estendono per tutta la lunghezza della struttura. Così si può progettare una struttura molto resistente che sia anche capace di modificare, anche se limitata la sua forma in funzione delle necessità. Si nota, però, che così facendo la maggior parte dell'ala viene ad essere occupata dall'anima chirale che impedisce di utilizzare lo spazio per l'installazione di impianti e di serbatoi del carburante; di conseguenza una concezione di questo genere potrà essere utilizzata ragionevolmente solo per appendici aerodinamiche secondarie.



*Figura 1.15: superficie portante con struttura chirale come trave centrale*

Un'ulteriore possibilità, ideata per cercare di risolvere le problematiche sopra esposte non sfrutta una trave interamente progettata con il principio delle celle chirali, ma si avvale di un certo numero di centine che assumono il ruolo dell'intera zona centrale chirale. Questa soluzione permette di concentrare le peculiarità e funzionalità della struttura chirale su elementi discreti (le centine), che, oltre ad avere la stessa funzione che le centine hanno in una normale costruzione a semiguscio, permettono di semplificare la realizzazione della superficie portante, infatti, così facendo, le peculiarità delle topologie chirali vengono concentrate in elementi dallo spessore limitato, invece di venir distribuite su tutta l'apertura della superficie. Ciò certamente è un vantaggio dal punto di vista realizzativo, poiché è assai più semplice produrre componenti chirali di qualche centimetro di spessore, anziché riempire l'intera parte centrale di una superficie portante con celle chirali lunghe anche più di un metro.

Progettare le superfici portanti e le superfici di controllo di un velivolo avvalendosi di topologie chirali può avere soprattutto due vantaggi funzionali principali per una superficie aerodinamica: può sfruttare il *cambering passivo*, oppure può comportare un aumento dell'efficienza di un comando aerodinamico. Per *cambering passivo* si intende la capacità del profilo aerodinamico, che costituisce la sezione della trave, di aumentare la sua curvatura media quando si trova in un flusso d'aria opportuno. In particolare, quando un profilo con queste caratteristiche acquista incidenza tende a deformarsi aumentando la curvatura della sua linea media, accrescendo così anche il suo coefficiente di portanza. La parte interessante consiste anche nel fatto che questo effetto è passivo, cioè causato solamente dai carichi aerodinamici che agiscono sulla superficie, in modo da non aggravare il velivolo con l'ulteriore peso di attuatori dedicati.



Figura 1.16: *cambering passivo* (grigio = cella chirale,  $x$  = cerniere)

L'altro effetto consiste nella possibilità di variare l'efficienza dei comandi in funzione delle situazioni; questo si riferisce ad una superficie mobile attuata, che potrebbe essere, in prima istanza, applicata ai piani di coda e alla deriva verticale. L'idea si basa sempre sulla possibilità di variare la curvatura del profilo per aumentarne le prestazioni, infatti, così facendo, si possono ottenere le stesse forze aerodinamiche generate da una superficie più grande; quindi, riducendo la dimensione dei piani di coda, per esempio, si può ridurre in peso e perfino i momenti di cerniera posso diminuire, riducendo pertanto anche il peso

di attacchi e degli attuatori che governano la deflessione dell'intera superficie, controbilanciando l'aggravio di peso dovuto agli attuatori che comandano la curvatura del profilo.

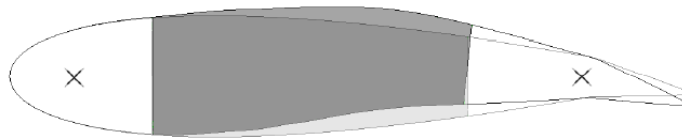


Figura 1.17: aumento di efficienza (grigio = cella chirale,  $x =$  cerniere)

Il funzionamento di questi artifici non discende solamente dal cuore centrale di celle chirale, ma anche dal modo in cui il tutto viene vincolato al corpo del velivolo. Il sistema di vincolo deve essere in grado di resistere a tutti i carichi prevedibili, mentre garantisce la possibilità di deformazione del profilo. Il punto fondamentale è che la parte centrale, costituita dalle celle chirali, deve essere lasciata libera di deformarsi, quindi non può essere direttamente vincolata al resto del velivolo, altrimenti perde la sua funzione. Ciò, però, non è sufficiente, poiché anche i longheroni di bordo d'attacco e d'uscita devono avere una certa libertà, per permettere alle celle chirali di manifestare la loro propensione a deformarsi elasticamente. Se, infatti, i longheroni vengono incastrati non possono mai variare la loro incidenza rispetto al flusso d'aria in cui l'aereo si muove, impedendo di fatto la variazione di curvatura del profilo. Pertanto una possibile soluzione può essere quella di usare come collegamento due cerniere che consentano la rotazione dei longheroni attorno a due assi paralleli all'asse secondo cui si sviluppa la superficie aerodinamica (Figure 1.16 e 1.17). Questa disposizione ha però lo svantaggio di ridurre la capacità di sostenere i carichi della struttura, poiché tutta la parte centrale della sezione, che non è certamente trascurabile, non può avere rigidità elevate alla flessione causata dalle forze aerodinamiche, in quanto è vincolata solamente a due elementi che pur essendo molto rigidi sono mobili. Il posizionamento delle cerniere, quindi, è molto importante, perché deve massimizzare la capacità di variazione di curvatura del profilo minimizzando al contempo le riduzioni di rigidità.

La struttura chirale, invece, non essendo vincolata efficacemente non lavora in modo ottimale; le analisi, infatti, mostrano che tutta la parte centrale del blocco chirale è scarsamente sollecitata, mentre la maggior parte degli sforzi sono concentrati negli elementi che costituiscono il contorno della struttura cellulare. Di conseguenza, è possibile pensare di utilizzare solo il contorno esterno di tutto il blocco chirale, mantenendo la capacità di variazione della forma e influenzando assai poco sulla rigidità e sulla resistenza della struttura; il peso così risparmiato, permetterebbe di rinforzare altre parti della struttura

(principalmente longheroni e rivestimento) in modo da guadagnare la rigidità che ci si aspetta da una superficie portante. Questa possibilità, per ora è solo teorica, perché dipende pesantemente dalle caratteristiche del rivestimento, che verranno analizzate in seguito.

## 1.5 Deriva a curvatura variabile

Un'applicazione interessante che si basa sui concetti precedentemente espressi è la deriva verticale a curvatura variabile. Lo scopo principale del piano verticale di coda è quello di garantire la stabilità statica laterodirezionale del velivolo, di permetterne la controllabilità tramite le deflessioni di una parte mobile, che può essere costituita da tutta la deriva o solamente da una sua parte e di fornire un'opportuna stabilità dinamica (requisiti sullo smorzamento dei modi di dutch roll e di spirale). L'efficacia di una deriva dipende dalla sua capacità di conferire un momento imbarcante al velivolo, quindi dall'entità delle forze aerodinamiche che causa; che effetto abbia il piano verticale sull'equilibrio all'imbardata può essere compreso dalla seguente espressione della derivata di stabilità  $C_{n\beta}$ .

$$C_{n\beta} = C_{F\beta_v} \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} \eta_v \frac{S_v}{S_w} (X_{acv} - X_{cg})$$

Il coefficiente  $C_{F\beta_v}$  rappresenta la pendenza della curva  $C_L-\alpha$  del profilo che costituisce la sezione della deriva,  $\eta_v$  è il rapporto tra la pressione dinamica del flusso indisturbato e quella che investe la deriva, modificata dalla presenza del velivolo.  $S_v$  e  $S_w$  sono le superfici bagnate rispettivamente del piano verticale e dell'ala,  $\frac{\partial \beta_v}{\partial \beta}$  è necessario per considerare la differenza tra l'angolo di derapata dell'intero velivolo e quello che effettivamente investe la deriva. Infine  $X_{acv}$  e  $X_{cg}$  sono le posizioni, adimensionalizzate rispetto all'apertura alare, del centro aerodinamico del piano verticale di coda e del baricentro dell'intero velivolo.

Come si può notare i contributi più significativi al momento imbarcante sono dovuti alla superficie e alla posizione della deriva ( $S_v$  e  $X_{acv}$ ) e alle sue caratteristiche aerodinamiche ( $C_{F\beta_v}$ ) che derivano dal tipo di profilo impiegato e dalla forma in pianta; ovviamente un'altra variabile da valutare è il peso, sia della deriva sia delle parti della fusoliera che la sostengono. Infatti si può ricorrere ad una superficie minore, ottenendo lo stesso effetto stabilizzante, se si aumenta la distanza dal baricentro globale, ma questo comporta un allungamento della fusoliera e delle strutture che sorreggono i piani di coda, con

il conseguente accrescimento di massa. Anche l'opposto è un problema quando la lunghezza massima è limitata dalle condizioni d'impiego e dalle normative (ad esempio per i velivoli imbarcati su portaerei). Agire solamente sui parametri geometrici, dunque, non permette una grande flessibilità e pone dei limiti all'efficacia della coda; come soluzione si potrebbe agire sul coefficiente  $C_{F\beta v}$ , ma non è cosa facile, dato che gli unici parametri che possono influenzarlo, nell'ambito di un'architettura progettuale classica, sono la forma del profilo e l'allungamento della superficie. I vincoli dimensionali, però, possono influire anche sulla forma della deriva scelta, infatti, per avere migliori caratteristiche aerodinamiche, sarebbe preferibile una forma con elevato allungamento, ma, in alcune condizioni, può portare ad un'altezza eccessiva del velivolo e tende ad esasperare l'accoppiamento tra moti di rollio e di imbardata.

Il morphing, introducendo variabili non presenti nei velivoli usuali, può fornire delle possibilità di miglioramento delle prestazioni del piano di coda verticale; sfruttando il cambering passivo di una struttura con celle chirali centrali, come descritto in precedenza, è possibile progettare una deriva che vari la sua curvatura in funzione della sua incidenza e della velocità del flusso d'aria che la investe. Questo effetto può funzionare perché la variazione di curvatura della linea media che si ottiene è nella stessa direzione della deflessione, o variazione di incidenza, della superficie aerodinamica creando un effetto simile a quello sfruttato dalle vele (Figura 1.18).

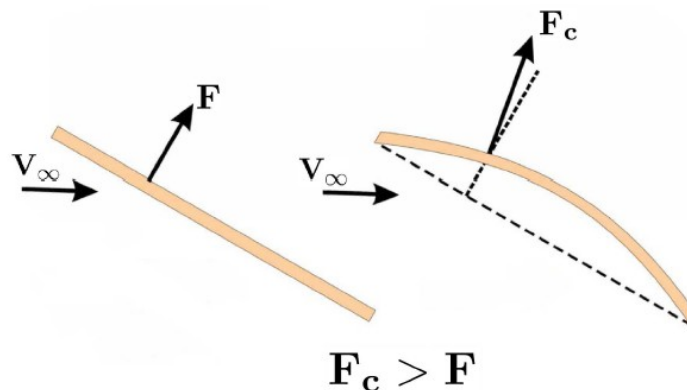


Figura 1.18: "effetto vela"

Questo fenomeno introduce una non linearità nel comportamento laterodirezionale del velivolo, dato che le forze esercitate dalla deriva verticale dipendono dall'angolo di derapata, il quale, a sua volta, dipende anche dal momento di imbardata imposto al velivolo dalla coda.

La trave chirale si presta convenientemente a questa soluzione, grazie alla sua capacità di deformare il suo profilo. Ciò che enfatizza i vantaggi di un'architettura di questo genere è la non necessità di attuatori dedicati; si può,



infatti, progettare una deriva di dimensioni minori, mantenendo le stesse prestazioni e riducendo sia le dimensioni esterne sia il peso della struttura. Inoltre, in alcune condizioni, può essere pensabile introdurre attuatori dedicati che controllino la deformazione della superficie aerodinamica, sfruttando il suo cambiamento di forma anche per il controllo del volo, in modo da eliminare il timone di direzione. In questo modo si può ottenere una superficie senza le discontinuità geometriche tipiche di una costruzione in due parti articolate, migliorando l'efficienza e le altre caratteristiche aerodinamiche.

## Capitolo 2

### Rivestimento esterno deformabile

Un aspetto che è stato trascurato nel capitolo precedente nella descrizione della superficie portante basata sulla struttura chirale è quello del rivestimento esterno. Il rivestimento, in realtà, è una componente molto importante, poiché senza di esso la struttura chirale non potrebbe mantenere una forma tale da garantire delle buone proprietà aerodinamiche; infatti le celle chirali hanno perimetro molto irregolare e, pertanto, non sono adatte all'interazione diretta con il flusso aerodinamico. Quindi, è necessario provvedere con una copertura esterna, in modo da avere una superficie liscia. Il rivestimento, in aggiunta, deve essere in grado di distribuire il carico aerodinamico sulle parti più rigide della struttura senza deformarsi troppo. La parte più esterna della struttura, infine, deve esibire buone caratteristiche di resistenza meccanica agli impatti ed essere in grado di proteggere le strutture più delicate poste all'interno, quali, appunto, le celle chirali.

Questa copertura esterna deve essere progettata accuratamente, poiché, oltre ad essere deformabile per permettere le variazioni di forma deve essere sufficientemente resistente da non deformarsi troppo sotto l'azione delle forze aerodinamiche.

Un'ulteriore considerazione che deve essere fatta riguardo al rivestimento esterno è che esso svolge un'importante funzione strutturale, come le tecniche di progettazione basate sul modello a semiguscio evidenziano. Infatti, la resistenza a torsione di un'ala viene generalmente garantita dal rivestimento esterno, che contribuisce anche alla rigidità flessionale della struttura poiché si trova ad una elevata distanza da uno degli assi principali di inerzia della sezione. E' altresì vero che la struttura interna di una superficie portante basata sulle celle chirali è in grado di resistere a sollecitazioni maggiori di una normale trave a semiguscio, in virtù del fatto che l'anima chirale occupa uno spazio considerevole, ma questa caratteristica non è in grado di sostituire completamente la funzione strutturale del rivestimento. Inoltre, le celle chirali, possono sostituirsi al rivestimento per fornire rigidità torsionale alla struttura, poiché la loro rigidità a torsione è molto elevata, ma non sono sufficienti per rimpiazzare la rigidità a flessione che il rivestimento conferisce ad un'ala. Infatti, l'anima chirale, si trova molto vicino agli assi principali di inerzia, quindi

il suo contributo alla rigidità flessionale non può che essere limitato; il rivestimento esterno, invece, anche se di spessore ridotto, è posto lontano dagli assi di inerzia, quindi può aumentare notevolmente la rigidità a flessione. Un'altra peculiarità del rivestimento, anch'essa legata alla sua posizione esterna che racchiude l'intera struttura, è la necessità di dover garantire elevate variazioni di forma, senza incorrere in deformazioni permanenti o rotture. Quando la superficie portante si deforma, infatti, variando la forma della propria sezione, la zona che subisce le maggiori deformazioni è quella più esterna, cioè la pelle. La sfida che si pone a chi deve progettare un rivestimento da accoppiare ad una struttura capace di variare le proprie dimensioni è quella di riuscire a trovare una soluzione che possa garantire sia elevate deformazioni che considerevoli rigidità nelle direzioni per cui non è richiesta la deformabilità [11], [12], [13], [14]. Questa necessità si sposa perfettamente con le proprietà dei materiali compositi che spesso vengono usati nelle progettazioni aeronautiche più avanzate; infatti l'anisotropia di questi materiali permette di concentrare la deformabilità nelle direzioni d'interesse, mantenendo le altre a livelli accettabili di rigidità, per poter svolgere le necessarie funzioni strutturali.

Inoltre, le deformazioni a cui viene sottoposto il rivestimento di una struttura con capacità di morphing sono assai più elevate di quelle che si richiedono ad una costruzione metallica convenzionale (superiori al 5%), perciò sia i materiali metallici sia i compositi non possono garantirle senza rotture o deformazioni permanenti, quindi è opportuno accoppiarli con materiali più deformabili (per esempio gli elastomeri, cioè le gomme) o predisporre dei meccanismi che con movimenti rigidi permettono elevati spostamenti senza dover sottostare ad elevate deformazioni elastiche.

Un rivestimento con tutte queste caratteristiche particolari è molto diverso dal rivestimento classico ottenuto con pannelli rigidi rinforzati con correnti, quindi presenta delle peculiarità realizzative e dei problemi che vanno attentamente valutati; come si vedrà in seguito uno di questi problemi è costituito dal collegamento del rivestimento alla struttura chirale sottostante.

## **2.1 Definizione dei requisiti**

Il presente lavoro si basa sugli studi già effettuati dal Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano [], che sono stati necessari per definire le caratteristiche delle celle chirali che costituiscono il cuore della struttura. Questi studi si sono basati anche su ottimizzazioni aeroelastiche che tengono conto anche della rigidità del rivestimento al fine di ottimizzare l'intera struttura.

L'obiettivo attuale è quello di realizzare un dimostratore tecnologico da provare in galleria del vento; la configurazione che si è scelta per questo prototipo è quella costituita da un'anima chirale centrale e da due box alle estremità (Figura 1.15) che servono sia da bordo d'attacco e d'uscita, sia da vincoli che permettono di collegare l'oggetto alla camera di prova della galleria.

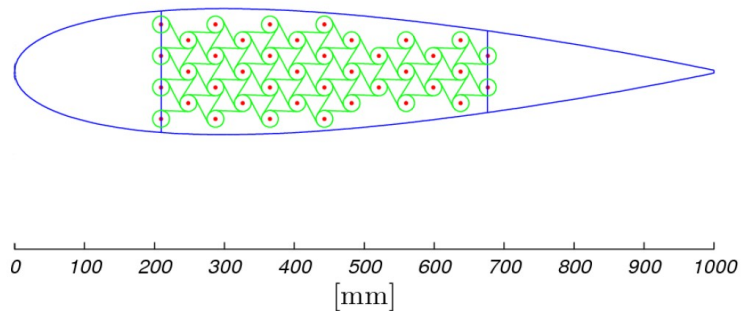


Figura 2.1: Sezione della trave a celle chirali da utilizzare nel dimostratore tecnologico

La zona centrale a celle chirali potrà essere costituita da un solo elemento lungo come l'intera apertura della superficie portante, oppure potrà essere sostituito da un certo numero di centine chirali adeguatamente dimensionate. La scelta verrà effettuata in secondo momento in funzione dei problemi realizzativi che si riscontreranno, infatti la produzione di celle chirali con un'elevata lunghezza, come quelle necessarie per riempire completamente la parte centrale del modello, non è per niente semplice. Tutta la struttura verrà realizzata in materiale composito: le celle chirali in carbonio, mentre i longheroni alle estremità in carbonio o vetro.

I dati relativi alla galleria del vento da usare per le prove sul dimostratore tecnologico sono i seguenti:

<b>Dimensioni camera di prova [m]</b>	1,5x1
<b>Velocità [m/s]</b>	50
<b>Temperatura [K]</b>	278

Tabella 2.1

Questi dati sono quelli utilizzati nei procedimenti di ottimizzazione delle dimensioni del prototipo. L'obiettivo dell'ottimizzazione usata è stato quello di massimizzare l'effetto di cambering passivo del dimostratore tecnologico. I dati ottenuti dall'ottimizzazione riguardanti il rivestimento, al fine di semplificarne l'utilizzo possono essere ridotti a due valori che guideranno la scelta e lo studio delle varie soluzioni per il rivestimento, cioè due valori di rigidezza, che

rappresentano la rigidità flessionale e quella assiale del rivestimento. Siccome sia lo studio sul rivestimento sia l'ottimizzazione si avvalgono di una modello che rappresenta solo una sottile sezione della struttura anche i valori obiettivo delle rigidità verranno ridotti alle rigidità equivalenti per una striscia di rivestimento che ha una dimensione di 4,82 mm nella direzione dell'apertura della superficie portante. Questa decisione si è resa necessaria per limitare i tempi computazionali sia dell'ottimizzazione sia delle analisi realizzate per le differenti tipologie di rivestimenti.

<b>Rigidità assiale: EA [N]</b>	26
<b>Rigidità flessionale: EJ [Nmm<sup>2</sup>]</b>	2500

Tabella 2.2 - Requisiti di rigidità per il rivestimento (striscia di spessore 4,82mm)

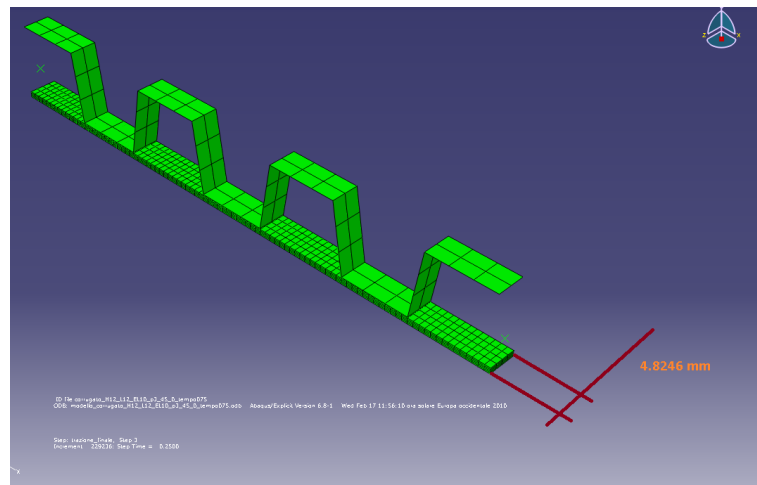


Figura 2.2: Esempio di sezione di rivestimento da sottoporre alla prova numerica

Come si vede sono dei requisiti di rigidità un po' strani, poiché è richiesta una rigidità assiale molto bassa, mentre quella flessionale mantiene un valore relativamente elevato, cioè l'esatto contrario delle proprietà di un rivestimento classico basato su lamine metalliche o materiale composito, che hanno rigidità assiale molto elevata, mentre quella flessionale rimane limitata, poiché il fattore dominante è lo spessore del pannello. Inoltre è opportuno notare che i valori di rigidità richieste sono comunque molto bassi, poiché si sta facendo riferimento ad un dimostratore tecnologico da provare in galleria del vento alla massima velocità di 50 m/s, che per applicazioni aeronautiche è assai limitata.

## 2.2 Procedura di prova numerica

La prima fase della valutazione di dettaglio delle proprietà del rivestimento, richiede una valutazione numerica ad elementi finiti ed quindi una procedura numerica per valutare compiutamente le proprietà che ci interessano delle possibili soluzioni candidate. Le caratteristiche particolari di un rivestimento pensato per una struttura che varia molto le sue dimensioni richiedono la definizione di una procedura di prova ad hoc. Infatti, non è necessario valutare solamente la rigidità flessionale ed assiale del rivestimento, con semplici prove di flessione e trazione, ma è anche importante valutare l'effetto che sollecitazioni flessionali e di trazione, combinate o una in successione all'altra, hanno sulla rigidità e sul comportamento del rivestimento. Queste considerazioni hanno portato al concepimento di una prova numerica suddivisa in tre fasi: la prima fase consiste nell'applicazione di uno spostamento assiale fissato e la concomitante misurazione delle forze a cui il provino numerico viene sottoposto. Raggiunto il valore massimo di spostamento previsto, questo viene mantenuto e si applica uno spostamento trasversale, in modo da flettere il provino e poterne valutare la rigidità flessionale: questa è la seconda fase della procedura. La terza fase consiste in un successivo spostamento assiale quando il massimo spostamento trasversale è stato raggiunto; questo secondo spostamento assiale è di entità pari al primo spostamento. Per semplificare si possono riassumere le tre fasi successive come trazione-flessione-trazione.

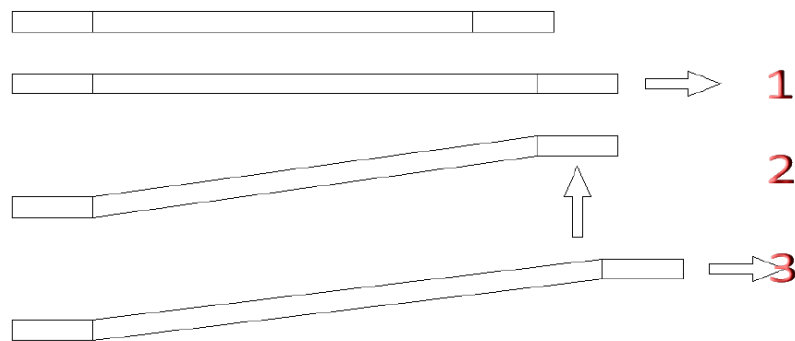


Figura 2.3: Procedura di prova in tre fasi

Questa particolare prova permette di vedere che effetto ha la flessione sulla rigidità assiale, infatti la terza parte della prova consiste nella trazione di un provino flesso. Ciò è particolarmente importante, perché quando la superficie portante cambia forma, sviluppando le sue capacità di morphing, il rivestimento,

sottoposto sia a trazione che a flessione, non deve variare eccessivamente le sue rigidità, in modo da non richiedere forze troppo elevate agli attuatori. Infatti se la rigidità rimane costante lungo tutto l'arco degli spostamenti richiesti al rivestimento, senza aumentare per effetti non lineari, significa poter scegliere degli attuatori meno potenti e non sovradimensionati per le forze che si sviluppano nell'impiego usuale della struttura, che non coinvolge mai il raggiungimento degli estremi del campo di deformazione.

Infine un particolare effetto non lineare che è necessario considerare per le tipologie di rivestimento che si intende analizzare dipende dal fatto che la costruzione di queste ultime è sempre caratterizzata da scaglie di dimensioni molto inferiori alla dimensione globale del rivestimento; una progettazione di questo genere si è resa necessaria, poiché le scaglie rigide conferiscono una buona resistenza flessionale, ma hanno una rigidità a trazione troppo elevata, quindi scaglie di piccole dimensioni che scorrono le une sulle altre permettono di disaccoppiare le due rigidità, e quindi anche ottimizzarle separatamente. Le scaglie, però, nel loro movimento di scorrimento possono raggiungere posizioni particolari in cui i loro bordi si incontrano, comportando una variazione del loro movimento abituale a causa degli incastri e dei bloccaggi che si possono verificare alle estremità. La procedura di prova sopra descritta, perciò, è stata pensata anche per valutare se l'interazione dei carichi di trazione e flessione porta al sorgere di situazioni di questo genere, con conseguenti discontinuità nei diagrammi forza/spostamento che descrivono le proprietà meccaniche del rivestimento. I provini che verranno utilizzati avranno dimensioni limitate, che generalmente non supereranno i 150 mm di lunghezza, quindi il valore degli spostamenti applicati si può mantenere contenuto, come descritto nella tabella seguente:

<b>FASE 1: trazione</b>	2 mm
<b>FASE 2: flessione</b>	4 mm
<b>FASE 3: trazione</b>	2 mm

**Tabella 2.2: Entità degli spostamenti applicati**

La procedura di prova ora descritta verrà utilizzata sia per le analisi numeriche sia per le prove sperimentali vere e proprie, quindi sarà necessario pensare anche ad un'attrezzatura di prova che permetta di riprodurre la configurazione di carico prevista.

## 2.3 Considerazioni preliminari ai modelli numerici

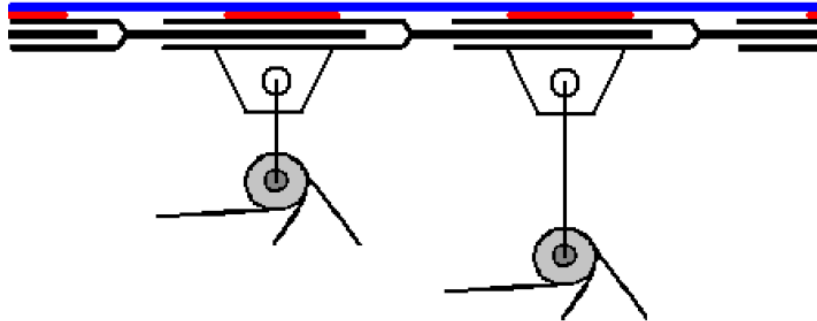
Le differenti soluzioni per il rivestimento che andremo ad analizzare hanno alcune caratteristiche comuni; la prima riguarda i materiali che verranno utilizzati: tutte le soluzioni proposte sono focalizzate sull'utilizzo dei materiali compositi le cui qualità si adattano perfettamente alle peculiarità della matrice chirale, che infatti verrà realizzata in fibra di carbonio. E' quindi naturale sfruttare gli stessi materiali e le stesse tecniche produttive anche per il rivestimento.

La pelle, però, ha dei requisiti di rigidità assiale molto bassi, che non possono essere soddisfatti solamente con materiali ad elevata rigidità quali le fibre di carbonio e di vetro. Per risolvere questo problema tutte le proposte di rivestimento di avvalgono di strutture composte da scaglie sovrapposte che scorrono tra loro oppure di elementi ad elevata deformabilità; quindi, una tecnica che permette di mantenere liscia la superficie esposta al flusso aerodinamico e di apportare precise correzioni ai valori di rigidità assiale consiste nell'affiancare uno strato elastomerico alle scaglie in composito. Tutte le soluzioni proposte, quindi, sono composte sia da materiali compositi sia da gomme.

Le dimensioni che il rivestimento può avere, inoltre, sono necessariamente vincolate dalle dimensioni ottenute per la struttura chirale attraverso l'ottimizzazione. In particolare lo spessore totale non può essere eccessivo, poiché lo spazio disponibile tra l'anima chirale ed il contorno del profilo aerodinamico scelto è abbastanza contenuto (Figura 2.1).

Una caratteristica assai strana che la progettazione di una struttura a forma variabile basata sulle celle chirali richiede è costituita dagli elementi di collegamento che legano la pelle ai nodi delle celle chirali. Tale componente si rende necessario, perché il rivestimento, essendo altamente deformabile, non è in grado di mantenere la corretta forma grazie solo alla propria rigidità. Se così non si facesse, infatti, le forze aerodinamiche deformerebbero molto il rivestimento, impedendo quindi il corretto comportamento aerodinamico; ovviamente ciò non si può risolvere irrigidendo la pelle con correnti, come si fa con le superfici aerodinamiche costruite convenzionalmente, quindi la necessità di un sistema di collegamento. Questo metodo di collegamento verrà progettato nel dettaglio in un tempo successivo, però il modo migliore è rappresentato da una serie di bielle che collegano la pelle ai nodi delle celle chirali, in modo da trasferire i carichi, mantenere la forma esterna della struttura e, al contempo, consentire al rivestimento di esprimere le proprie capacità di deformazione in modo controllato.





*Figura 2.4: Particolare di un possibile rivestimento: in blu lo strato elastomerico, in rosso l'incollaggio. Le scaglie a Y sono in fibra di carbonio. Si notino le bielle di collegamento*

La necessità di collegare la pelle esterna all'anima chirale, inoltre pone un vincolo anche alla dimensione delle scaglie, infatti se ogni scaglia deve essere collegata ad un nodo della cella, è necessario che la dimensione in corda delle scaglie non si discosti molto dalla distanza che intercorre tra due nodi vicini.

Dopo aver presentato tutte le particolarità e tutti i problemi legati al rivestimento è opportuno valutare come queste peculiarità si accordano con le potenzialità dei metodi numerici ad elementi finiti. Soffermandosi ad analizzare il movimento che la sezione di pelle compie durante la la prova di trazione e flessione si può notare che sono presenti molte non linearità che esulano dal campo di azione delle normali formulazioni ad elementi finiti. Infatti sono presenti considerevoli non linearità geometriche, dovute alla particolare sequenza di carichi e alla inusuale costruzione del rivestimento, con tante piccole parti che si muovono tra loro. Un differente tipo di non linearità è dovuto al comportamento dei materiali, poiché, quando le deformazioni sono elevate come nel caso in esame, la legge costitutiva non è più approssimabile sufficientemente con il classico andamento elastico lineare. Infine la presenza di tante scaglie che si muovono tra loro introduce un'ulteriore particolarità, ossia i contatti; le facce delle scaglie, infatti si sovrappongono e trasmettono le forze a cui sono sottoposte per mezzo di contatti superficiali. Nel modello ad elementi finiti, pertanto, è necessario introdurre delle parti che provvedano a modellare adeguatamente questi contatti, impedendo le compenetrazioni tra scaglie adiacenti ed assicurando il corretto scambio di forze, tra cui anche quelle di attrito.

Le tre non linearità sopra esposte sono un problema non trascurabile per i classici modelli ad elementi finiti lineari, quindi è necessario trovare una modalità per trattarle. Si è scelto di utilizzare un algoritmo esplicito, anziché un modello implicito, anche se non lineare. In particolare è stato utilizzato il

software commerciale ABAQUS/Explicit. Questa decisione è stata dettata dal fatto che un metodo esplicito, non avendo la necessità di assemblare una matrice di rigidezza dell'intera struttura è in grado di trattare meglio i contatti, oltre che le non linearità.

## 2.4 Scaglie ad Y ed elastomero

La prima soluzione proposta consiste in pannello composto dai un certo numero di scaglie dalla sezione ad Y che si inseriscono l'una nell'altra in modo da poter garantire le possibilità di scorrimento. Questo metodo di assemblaggio, però, non garantisce alcuna rigidezza flessionale, quindi è assolutamente necessario predisporre uno strato elastomerico che colleghi e mantenga in posizione le scaglie, oltre a fornire la necessaria rigidezza a trazione. La lunghezza di ogni scaglia è definita dalla distribuzione di nodi nella struttura chirale sottostante, in quanto ogni scaglia deve essere connessa ad un nodo per mezzo di una biella. Le dimensioni fissate nella figura seguente, verranno mantenute costanti per tutte le analisi che riguardano questa tipologia di rivestimento.

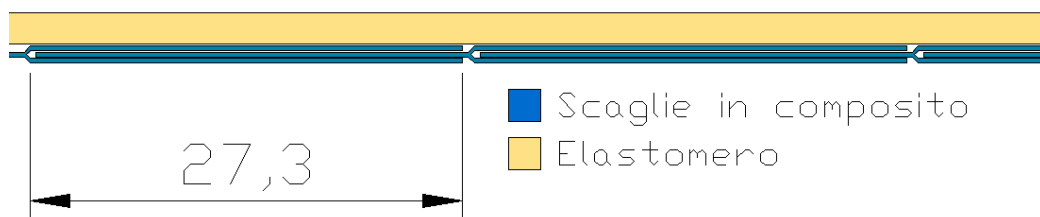


Figura 2.5: Soluzione con scaglie a Y ed elastomero (dimensioni in mm)

Il principale difetto di un rivestimento progettato con questa tecnologia, oltre alla difficoltà di realizzare con precisione delle scaglie con sezione ad Y di dimensioni molto piccole, è che non è in grado di mantenere una superficie aerodinamica liscia anche quando il rivestimento è deformato. Un altro problema è dovuto ad uno dei lati della Y, che, quando si presentano elevate deformazioni, tende ad aprirsi allontanandosi dal piano medio del rivestimento; un fenomeno come questo potrebbe creare problemi con le bielle di collegamento, oppure avere effetti sull'uniformità della superficie esterna, portando ad una superficie non liscia a contatto con il flusso aerodinamico.

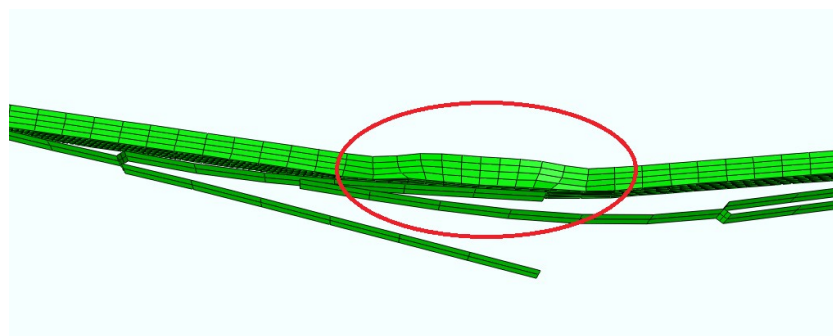


Figura 2.6: Particolare del rivestimento deformato

## 2.5 Pelle con rinforzi inglobati

Una differente soluzione prevede scaglie piane che, invece di potersi muovere liberamente, sono inglobate all'interno di uno strato di elastomero. Le piastre sono disposte in tre strati, uno di scaglie di grandi dimensioni, centrato sul piano medio del rivestimento e due strati di scaglie più piccole disposte lontano dalla mezzeria, verso le due superficie esterne. Le scaglie esterne più piccole sono incollate direttamente allo strato di elastomero, che ne impedisce lo scorrimento, in modo agire come vincoli per le scaglie più interne. Le grandi scaglie centrali, invece, non vengono legate alla gomma, quindi sono libere di scorrere e così non contribuiscono alla rigidità assiale del rivestimento, ma solo a quella flessionale.

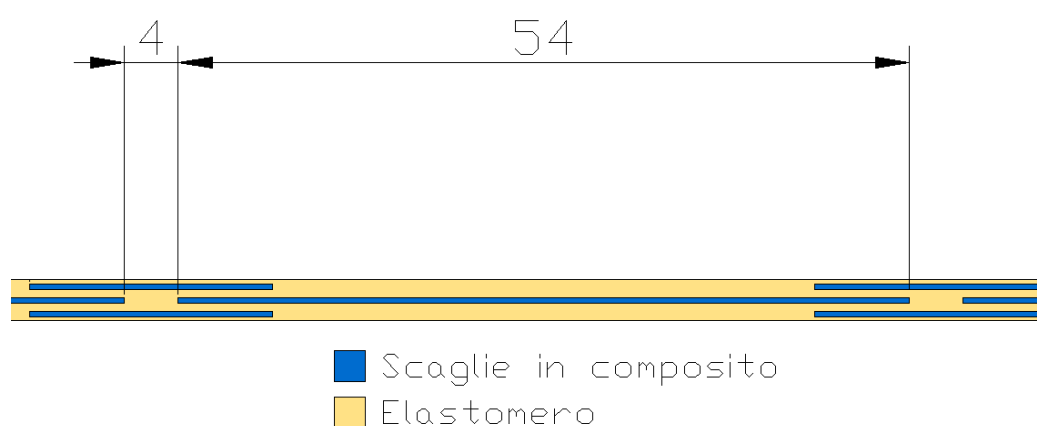
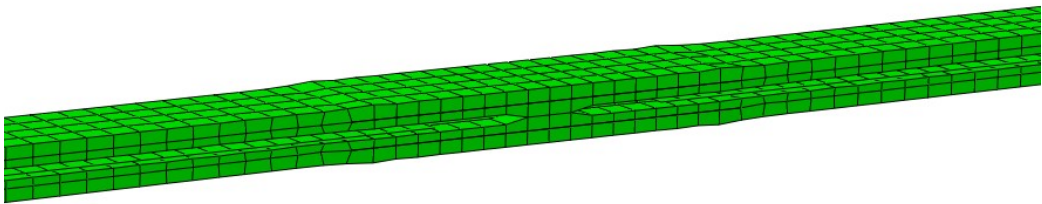


Figura 2.7: Soluzione con scaglie inglobate (dimensioni in mm)

Questa soluzione è una delle più promettenti, poiché, nonostante la difficoltà realizzativa, è in grado di garantire una superficie esposta al flusso aerodinamico quasi completamente liscia (Figura 2.8), mantenendo un peso assai contenuto. Per questo motivo sarà una delle prime soluzioni a venir indagate sperimentalmente; infatti è stato progettato uno stampo da utilizzare nella produzione, come verrà presentato in uno dei capitoli seguenti.



*Figura 2.8: Particolare della soluzione a pelle con rinforzi inglobati sottoposta ad una carico*

## **2.6 Corrugato con elastomero**

La terza tipologia di rivestimento si basa su una piastra corrugata in carbonio a cui viene incollato uno strato elastomerico; il corrugato in fibra di carbonio o vetro fornisce la rigidità flessionale richiesta e parte della rigidità a trazione. L'elastomero, invece, è necessario per aumentare la rigidità assiale senza avere un grande impatto su quella a flessione e per coprire le cavità della piastra corrugata, che non possono essere poste a contatto direttamente con il flusso d'aria. Il corrugato, per sua stessa natura, presenta il problema dello spessore, infatti più l'altezza aumenta, più ci si allontana dalla condizione di semplice piastra piana e la rigidità a trazione si riduce. Questo è un vantaggio, perché ci permette di assegnare separatamente la rigidità flessionale (fornita quasi esclusivamente dal corrugato) da quella assiale (fornita sia dal corrugato che dallo strato di gomma). L'altezza del corrugato, però, non può essere eccessiva, in quanto il rivestimento deve essere in grado di stare nel piccolo spazio tra l'anima chirale e la superficie del profilo alare; pertanto si è deciso di ritenere3 accettabili solo le soluzioni con altezza inferiore o uguale a 12 mm.

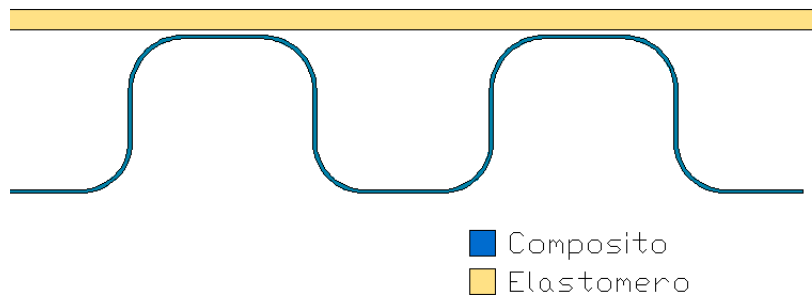


Figura 2.9: Soluzione con corrugato + elastomero

Questa soluzione, però, tende ad avere una rigidità a flessione troppo piccola, che non si può correggere aumentando il numero di ply, poiché così facendo la rigidità assiale eccede i valori voluti. Un altro problema è dovuto allo strato di gomma, che, avendo bassissima rigidità flessionale locale e non essendo sostenuto da nulla tenderà ad incavarsi in corrispondenza delle scanalature del corrugato, limitando così le prestazioni aerodinamiche.

Sono state indagate sia soluzioni che prevedono raggi di raccordo sia soluzioni senza; le discrepanze tra i risultati sono minime, quindi la necessità dei raccordi è legata alle problematiche realizzative e non ai requisiti di rigidità.

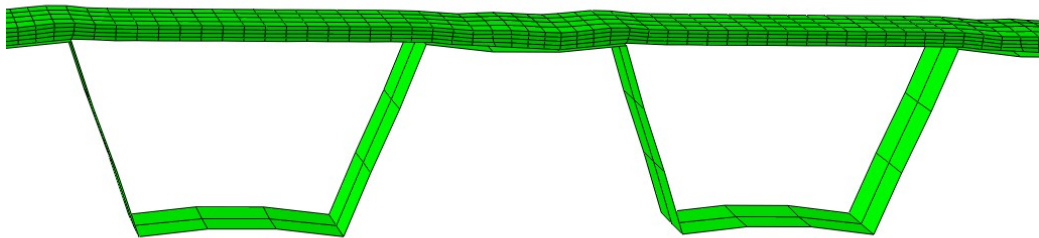
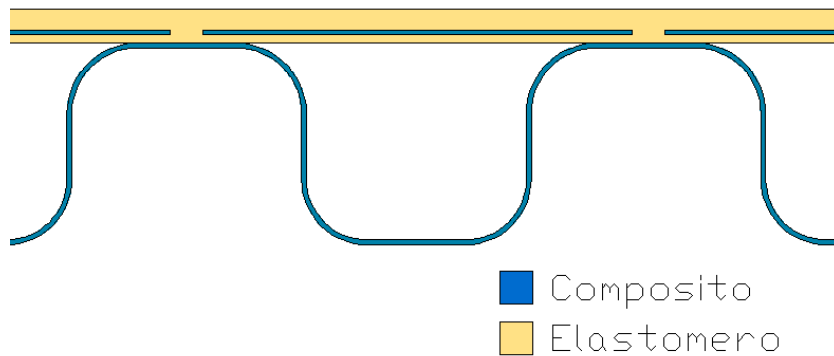


Figura 2.10: Particolare della soluzione con corrugato + elastomero (senza raccordi)

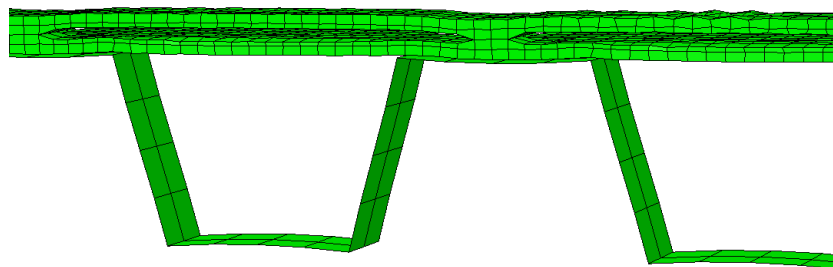
## 2.7 Corrugato con piastre inglobate

Per cercare di ovviare ai problemi della soluzione precedente si è pensato di inglobare una piastra piana in corrispondenza delle scanalature del corrugato, in modo da impedire che l'elastomero crei delle depressioni dove non è direttamente incollato al corrugato. Inoltre questa aggiunta dovrebbe aumentare anche la rigidità flessionale globale.



*Figura 2.11: Soluzione con corrugato + piastra inglobata*

Sfortunatamente, anche in questo caso, la rigidezza flessionale non è generalmente ancora bassa, discostandosi poco dei valori della soluzione con corrugato ed elastomero semplice. Ciò è dovuto al fatto che, pur essendo presenti delle piastre di rinforza, la gomma fornisce un vincolo troppo debole, quindi si ha un movimento quasi rigido della piastra inglobata ed una deformazione della gomma, senza un incremento di rigidezza.

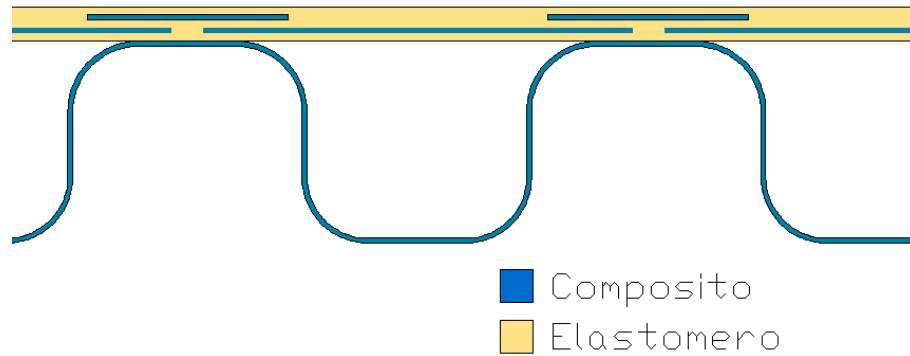


*Figura 2.12: Particolare della soluzione con corrugato + piastre inglobate (senza raccordi)*

## **2.8 Corrugato abbinato a pelle con rinforzi inglobati**

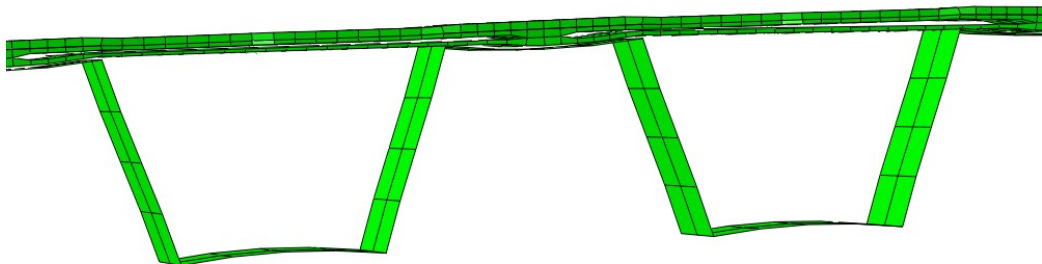
A questo punto una possibilità di aumentare la rigidezza delle soluzioni basate sul corrugato si può trovare nel combinare il pannello corrugato con uno strato simile alla pelle con scaglie inglobate. In questo caso, però uno dei due strati di

scaglie esterne dei rinforzi può essere eliminato, poiché la sua funzione viene assunta da una delle parti piane del corrugato a cui la pelle deve venir incollata.



*Figura 2.13: Soluzione con corrugato + pelle con rinforzi inglobati*

Questa soluzione si può rivelare molto vantaggiosa, infatti grazie al contributo del corrugato può essere più leggera di una costruzione con solo pelle con rinforzi inglobati. Inoltre grazie alle scaglie inglobate si possono eliminare gli inconvenienti che le altre soluzioni con corrugato fin qui presentate manifestano: le scaglie grandi contribuiscono alla rigidità a flessione e impediscono che la gomma si incavi, mentre le scaglie piccole agiscono da vincolo per la scaglia interna, premettendole di contribuire a flessione.

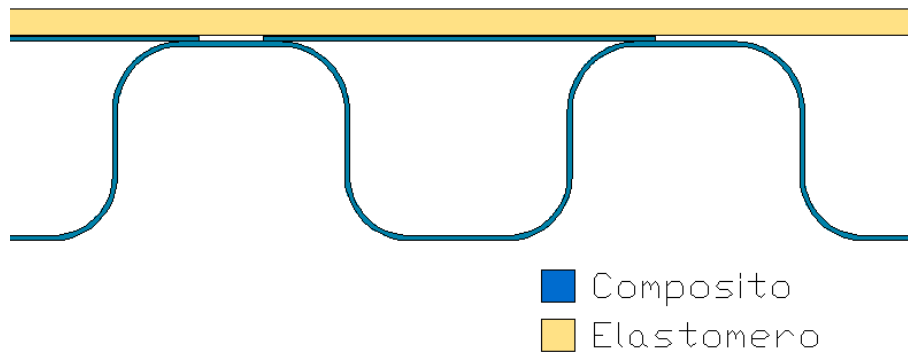


*Figura 2.14: Particolare della soluzione con corrugato e pelle con rinforzi inglobati (senza raccordi)*

## **2.9 Corrugato con piastre non inglobate**

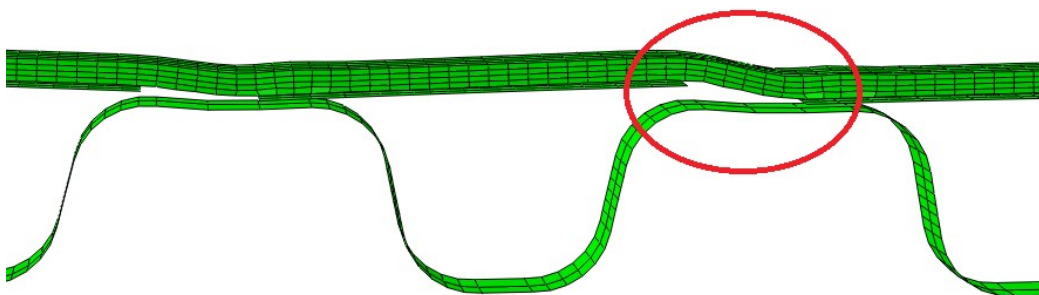
L'ultima configurazione, infine è sempre basata sul corrugato, ma con l'aggiunta di piastre piane non inglobate nell'elastomero, ma a diretto contatto con il

corrugato. Come nei casi precedenti queste scaglie hanno il compito di aumentare la rigidità flessionale senza agire su quella a trazione e di sostenere lo strato elastomerico. Per questo compito queste piastre aggiuntive hanno bisogno di essere vincolate al corrugato ad una loro estremità, lasciando l'altra libera di scorrere e muoversi.



*Figura 2.15: Soluzione con corrugato e piastra non inglobata*

Questa configurazione, però presenta dei problemi analoghi alla soluzione con le scaglie a Y ed elastomero: la superficie aerodinamica che si ottiene quando il rivestimento è sotto sforzo non è liscia. Inoltre l'estremità non vincolata delle scaglie orizzontali potrebbe incastrarsi durante il processo di elongazione ed accorciamento, impedendo il corretto funzionamento del rivestimento.



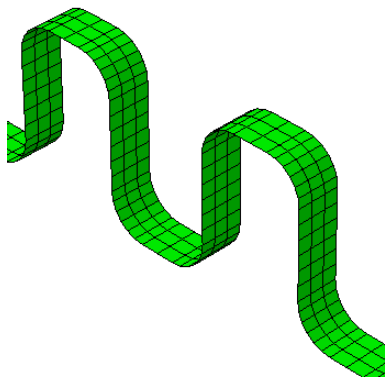
*Figura 2.16: Particolare della soluzione con corrugato e piastre non inglobate (deformata)*



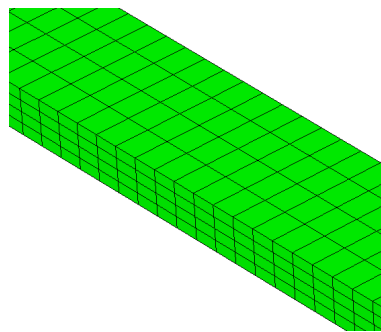
## 2.10 Alcuni dettagli del modello ad elementi finiti

La decisione di usare un metodo di soluzione esplicito comporta la necessità di mantenere il modello di piccole dimensioni, poiché le analisi esplicite sono sempre abbastanza lunghe, quindi non è necessario allungarle ulteriormente con modelli mastodontici. Il modo migliore per modellare le componenti in materiale composito è fornito da appositi elementi di piastra che implementano automaticamente la teoria della laminazione: è sufficiente fornire le caratteristiche di rigidità dei singoli ply ed il loro numero e il modello computa automaticamente la rigidità dell'elemento di piastra. Gli elementi di piastra sono elementi quadrangolari bidimensionali, quindi assolvono egregiamente il loro compito senza richiedere un numero eccessivo di nodi.

Le parti in gomma, invece, sono state modellate utilizzando elementi solidi tridimensionali, a causa delle forti non linearità a cui l'elastomero è soggetto; degli elementi solidi di tipo “brick”, accoppiati ad una tecnica risolutiva esplicita permettono di ottenere dati affidabili anche in caso di non linearità geometriche e del materiale.



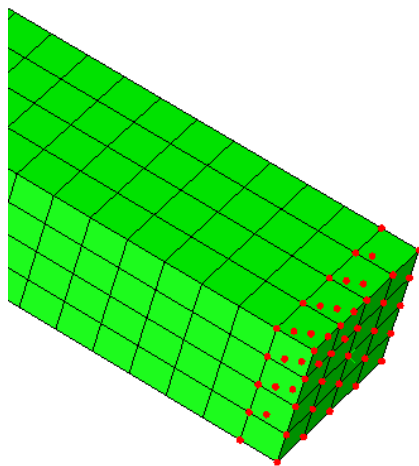
*Figura 2.17: Elementi di piastra*



*Figura 2.18: Elementi solidi*

Infine è necessario prestare estrema importanza al modo in cui i carichi vengono applicati al provino numerico. Siccome l'intenzione è quella di simulare numericamente una prova sperimentale il modo più corretto di applicare le sollecitazioni consiste nell'imitare i morsetti che nella prova sperimentale vincolano il provino. Per fare ciò non è necessario modellare anche i morsetti, con ulteriore aggravio computazionale, ma è possibile servirsi di elementi rigidi. Infatti se si crea un elemento rigido (RBE3) che contiene alcuni nodi di estremità del provino numerico si giunge ad avere una struttura indeformabile

cui applicare i carichi. In questo modo si limitano gli effetti locali in corrispondenza dei nodi a cui il carico viene attribuito, distribuendo le sollecitazioni nella maniera più uniforme possibile sull'intero modello.



*Figura 2.19: Estermità del provino: in rosso i nodi che fanno parte dell'elemento rigido di carico/vincolo*

## Capitolo 3

### Analisi numeriche svolte sul rivestimento

#### 3.1 Materiali scelti

Prima di entrare nel dettaglio delle caratteristiche delle migliori soluzioni per ogni tipologia è opportuno definire con precisione le caratteristiche dei materiali utilizzati. Per le parti in composito si è scelto di usare tre tipi di materiali: tessuto e unidirezionale il carbonio e unidirezionale in fibra di vetro.

Ply in tessuto di fibra carbonio							
Spessore ply [mm]		0,1	Densità [Kg/dm <sup>3</sup> ]		1,6		
E1 [MPa]	E2 [MPa]	E3 [MPa]	G12 [MPa]	G13 [MPa]	v12	v13	v23
56550	56550	10000	4043	3000	0,05	0,05	0,3

Tabella 3.1

Ply in tessuto di fibra di vetro							
Spessore ply [mm]		0,1	Densità [Kg/dm <sup>3</sup> ]		1,8		
E1 [MPa]	E2 [MPa]	E3 [MPa]	G12 [MPa]	G13 [MPa]	v12	v13	v23
20000	20000	13600	5000	5000	0,1	0,1	0,3

Tabella 3.2

Ply in unidirezionale di fibra di vetro							
Spessore ply [mm]		0,1	Densità [Kg/dm <sup>3</sup> ]		1,8		
E1 [MPa]	E2 [MPa]	E3 [MPa]	G12 [MPa]	G13 [MPa]	v12	v13	v23
45670	13600	13600	5700	4000	0,26	0,3	0,3

Tabella 3.2

Per quanto riguarda l'elastomero è più complicato definire correttamente le proprietà del materiale; infatti le gomme hanno valori di rigidità molto variabili tra loro e non è nemmeno molto facile riuscire a reperire i dati corretti per ogni tipo di gomma. Le gomme a base siliconica si adattano bene per essere utilizzate in queste tipologie di rivestimento, che si ricorda deve essere impiegato in un dimostratore tecnologico da provare in galleria. Queste gomme hanno valori di modulo di Young estremamente bassi: nell'ordine dei MPa: anche per questo motivo è difficoltoso recuperare i valori corretti di rigidità. Per questo motivo sono state svolte analisi con diversi valori del modulo elastico dell'elastomero.

Elastomero 1		Elastomero 2	
Densità [Kg/dm <sup>3</sup> ]	1	Densità [Kg/dm <sup>3</sup> ]	1
E [MPa]	2	E [MPa]	1
$\nu$	0,47	$\nu$	0,47

Elastomero 1	
Densità [Kg/dm <sup>3</sup> ]	1
E [MPa]	2
$\nu$	0,47

**Tabella 3.4**

### 3.2 Applicazione del carico

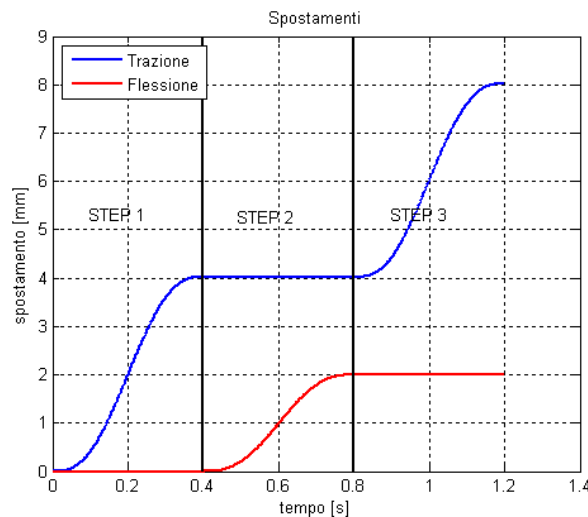
I provini numerici, come già esposto devono essere sottoposti a delle sollecitazioni che prendono la forma di spostamenti imposti; siccome si è scelto di sfruttare un algoritmo di tipo esplicito è importante anche decidere come applicare il carico, poiché un'applicazione impulsiva delle sollecitazioni comporta un'eccitazione della dinamica del modello. Nel caso in esame si è interessati solamente a simulare una prova statica del provino, senza tenere conto di effetti dinamici, poiché porterebbero solo ad una errata valutazione delle caratteristiche di rigidità del rivestimento.

Pertanto è necessario applicare questi spostamenti con gradualità, in modo da non eccitare i modi di vibrare del provino e far sì che esso si comporti come in una normale prova statica. La rigidità globale del provino non è molto elevata, quindi applicare gradualmente il carico significa distribuire il carico nell'arco di tempi paragonabili ad un secondo.

Inoltre è anche opportuno definire una curva di applicazione del carico tale per cui le variazioni di carico non siano brusche e con scalini, poiché in tal modo non si farebbe altro che creare delle vibrazioni che si propagano lungo il

provino, falsando il comportamento statico e ricadendo nei problemi sopra esposti.

I profili di carico sono rappresentati nel grafico seguente.



igura 3.1: Spostamenti applicati al provino

### 3.3 Risultati delle analisi numeriche

Il numero di analisi svolte per ottenere delle soluzioni che soddisfino in modo sufficiente i requisiti, mantenendo al contempo caratteristiche e dimensioni tali da permetterne una ragionevole realizzazione, sono molte; per questo verranno presentate sole le soluzioni finali, per ogni tipo di rivestimento possibile. In ogni tabella relativa alle soluzioni scelte sono riportate sia le caratteristiche di rigidità sia le dimensioni geometriche più importanti.

#### Scaglie ad Y ed elastomero

Nonostante i problemi che soluzione con le scaglie a Y presenta si è scelto valutarne le caratteristiche per poterle confrontare con le altre architetture proposte.



Figura 3.2

	Materiale	n° ply	Laminazione	z [mm]	L_stem [mm]
S4R_ugu_3ST	Tessuto carbonio	3	[0,0,0]	4,8	23,7

	L_sides [mm]	Spessore gomma [mm]	E Gomma [Mpa]
S4R_ugu_3ST	23,7	2,2	2

	EA Step 1 [N]	EA Step 3 [N]	EJ [Nmm <sup>2</sup> ]	L totale [mm]	EJ/EA
S4R_ugu_3ST	29,29	21,99	2419	81	94,34

Tabella 3.5

### Pelle con rinforzi inglobati

La pelle con rinforzi inglobati rappresenta una delle migliori soluzioni, poiché permette di ottenere i valori voluti mantenendo lo spessore del rivestimento molto limitato.

Le soluzioni presentate sono due che differiscono principalmente nel modulo di rigidità della gomma; infatti utilizzare un elastomero con modulo di Young di 2 Mpa, consentirebbe di scegliere la migliore soluzione anche per quanto riguarda lo spessore totale. L'elastomero con modulo di 0.5 MPa, invece, è stato scelto in fase realizzativa, a causa della sua facile reperibilità e della elevata colabilità in fase di polimerizzazione. Questa considerazione diverrà importante in seguito, quando si analizzeranno le problematiche relative alla realizzazione di provini per i test sperimentali veri e propri.

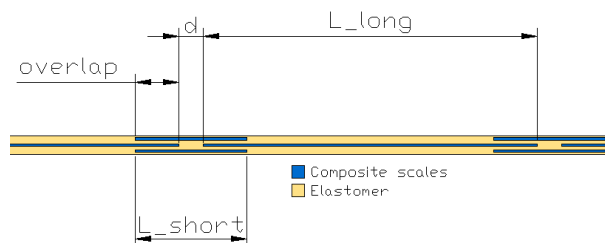


Figura 3.3

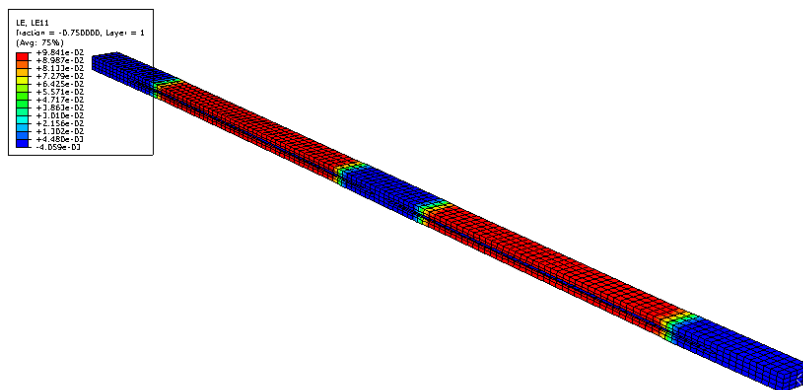
	Materiale	n° ply	Laminazio ne	z [mm]	L_long [mm]
inglob_08a_MS	Tessuto carbonio	4	[0,0,0,0]	4,8	54
inglob_08a_MS_80mm_0.5MPa	Tessuto carbonio	4	[0,0,0,0]	5,8	54

	L_short [mm]	overlap [mm]	d [mm]	Spessore gomma [mm]	E Gomma [Mpa]
inglob_08a_MS	18	7	4	2,2	2
inglob_08a_MS_80mm_0.5MPa	18	7	4	8	0,5

	EA Step 1 [N]	EA Step 3 [N]	EJ [Nmm <sup>2</sup> ]	L totale [mm]	EJ/EA
inglob_08a_MS	27,02	23,81	2587	133	101,79
inglob_08a_MS_80mm_0.5MPa	27,74	24,37	2593	133	99,52

**Tabella 3.6**

Analizzando la distribuzione delle deformazioni si vede che la gomma si allunga solo in corrispondenza delle scaglie centrali, che, essendo libere di scorrere, non la vincolano. Le scaglie piccole esterne, essendo incollate alla gomma ne impediscono la deformazione, come rappresentato efficacemente dalla seguente immagine.



*Figura 3.4: Andamento della deformazione*

### Corrugato con elastomero

Il corrugato con lo strato elastomerico semplice, è molto semplice da produrre, ma ha bisogno di altezze elevate per garantire le prestazioni volute: l'altezza massima desiderata è di 12 mm, mentre la migliore soluzione trovata ha un'altezza di 18 mm. Per questo motivo si è scelto di combinare il corrugato con le idee alla base dell'architettura del rivestimento a scaglie inglobate. Anche in questo caso, quindi, la soluzione presentata ha più che altro lo scopo di fornire un termine di paragone con cui confrontare le altre architetture possibili.

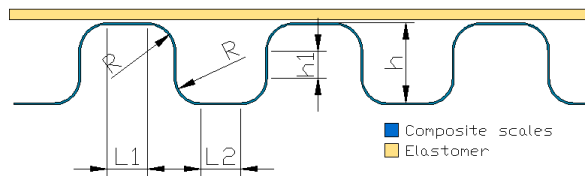


Figura 3.5:

	Materiale	n° ply	Laminazione	z [mm]	h [mm]
CR24_H18_L4_R4_EL 22_p5_45_0_1MPa	Tessuto carbonio	5	[45,0,0,0,45]	4,8	18

	h1 [mm]	L [mm]	L_long [mm]	R [mm]	Rubber thickness [mm]
CR24_H18_L4_R4_EL 22_p5_45_0_1MPa	10	4	20	4,0	2,2

	E Elastomer [Mpa]	EA Step 1 [N]	EA Step 3 [N]	EJ [Nmm <sup>2</sup> ]	L totale [mm]
CR24_H18_L4_R4_EL 22_p5_45_0_1MPa	1	26,63	25,81	2332	117

	EJ/EA
CR24_H18_L4_R4_EL 22_p5_45_0_1MPa	88,94

Tabella 3.7



### Corrugato con piastre inglobate

La soluzione che prevede un solo strato di piastre inglobate non è stata analizzata fino in fondo, poiché ha le stesse caratteristiche di rigidità della soluzione con corrugato e solo elastomero. Pertanto non si ha alcun vantaggio, solo una maggiore difficoltà di produzione.

### Corrugato abbinato a pelle con rinforzi inglobati

Combinando la pelle rinforzata con il corrugato si ottiene una soluzione, che, rispetto alla pelle rinforzata semplice offre qualche vantaggio, anche se il suo spessore è maggiore. In particolare la presenza del corrugato al di sotto dello strato elastomerico rinforzato è vantaggiosa nel momento in cui si deve pensare ad un metodo di collegamento tra il rivestimento ed il cuore chirale della struttura. Infatti, il corrugato può essere convenientemente usate come punto di ancoraggio delle bielle di collegamento; differentemente, la pelle con scaglie inglobate semplice presenta un problema da questo punto di vista, poiché le scaglie in composito sono completamente circondate dall'elastomero, rendendo così difficoltoso, se non impossibile collegarle alla struttura sottostante. Questa considerazione rappresenta uno dei vantaggi maggiori della soluzione qui presentata.

In questa architettura, però, sono presenti solo due strati di scaglie, anziché tre come nella pelle rinforzata semplice; come conseguenza è stato necessario allungare le scaglie più esterne, che ora non hanno una lunghezza decisamente minore di quella delle scaglie interne, ma le due sono paragonabili, come si vede dalla Figura 3.7.

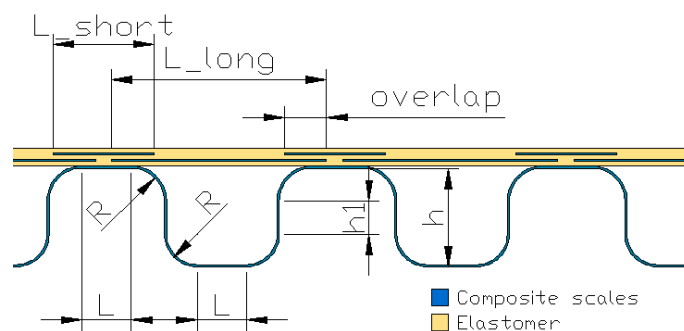


Figura 3.6:

	Materiale	n° ply	Laminazione	Scaglie Inglobate	
				n° ply	Laminazione
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	Tessuto carbonio	3	[0,0,0]	5	[0,0,0,0,0]

	z [mm]	h [mm]	h1 [mm]	L [mm]	L_long [mm]
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	4,8	12	4	4	20

	L_short [mm]	R [mm]	Rubber thickness [mm]	E Elastomer [Mpa]	EA Step 1 [N]
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	20	4,0	1,6	1	29,07

	EA Step 3 [N]	EJ [Nmm <sup>2</sup> ]	L totale [mm]	EJ/EA
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	20,34	2315	117	93,71

Tabella 3.8

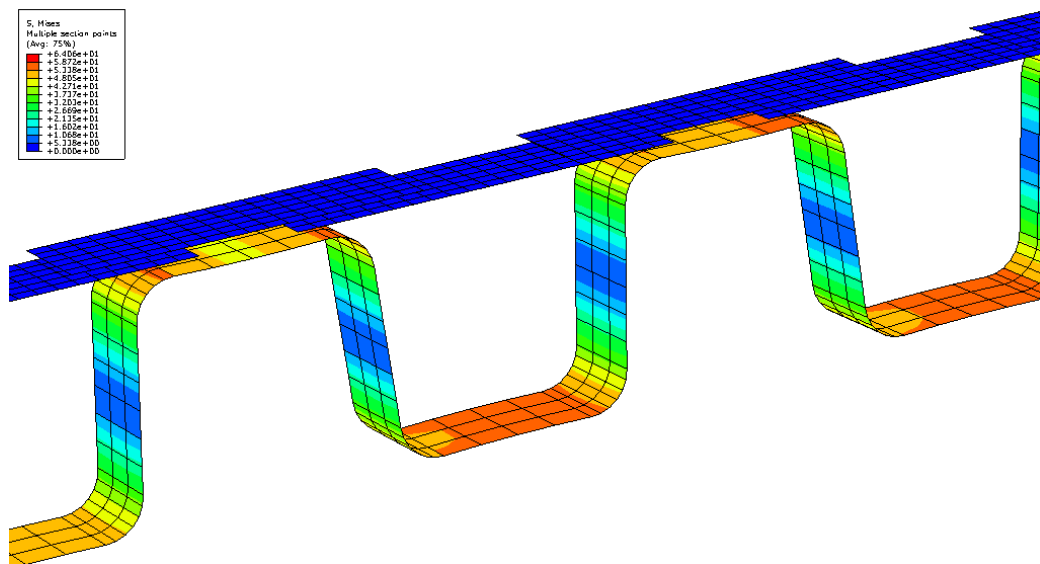


Figura 3.7: Sforzi globali (Strato elastomerico rimosso)

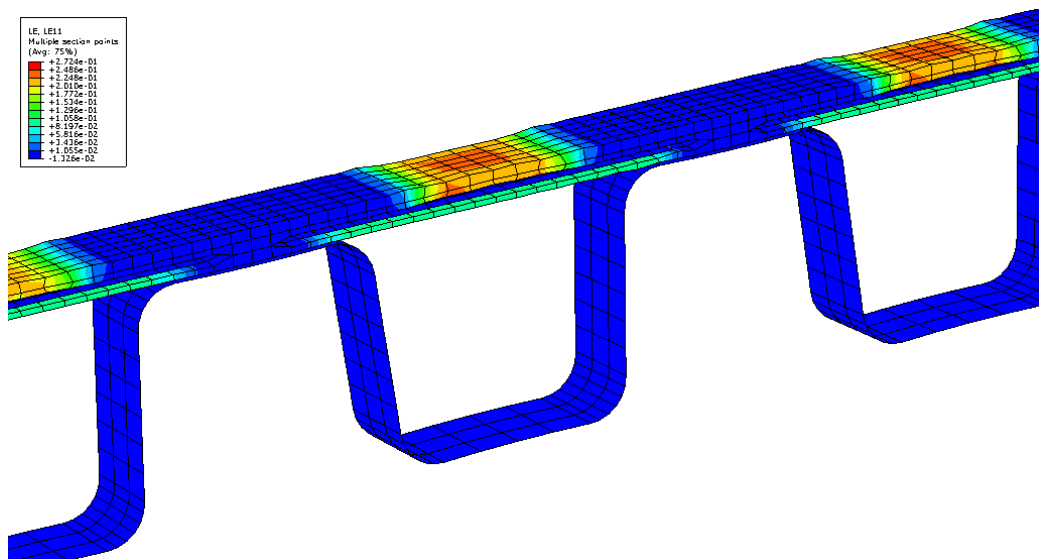


Figura 3.8: Deformazioni

Osservando la distribuzione delle deformazioni nello strato elastomerico si nota che la zona soggetta ad allungamento è molto ridotta, a causa della maggiore lunghezza delle scaglie esterne.

### Corrugato con scaglie non inglobate

L'ultima soluzione è caratterizzata da scaglie singole non inglobate nella gomma, ma incollate ad un'estremità; anche in questo caso, come nel corrugato con piastra singola inglobata, l'altezza totale necessaria per ottenere i valori di rigidezza desiderati è eccessiva (18 mm e non 12 mm), quindi anche questa soluzione è da scartare o eventualmente utilizzare solo per dei confronti.

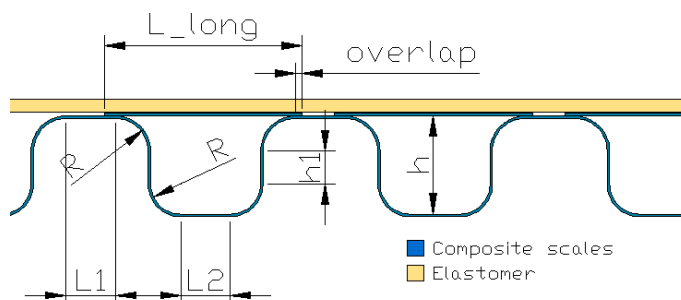


Figura 3.9:

	Materiale	n° ply	Laminazione	Scaglie Inglobate	
				n° ply	Laminazione
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	Tessuto carbonio	5	[0,0,0,0,0]	5	[0,0,0,0,0]

	z [mm]	h [mm]	h1 [mm]	L1=L2 [mm]	L_long [mm]
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	4,8	18	4	4	20

	R [mm]	Rubber thickness [mm]	E Elastomer [Mpa]	EA Step 1 [N]	EA Step 3 [N]
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	2,0	0,6	1	27,66	27,59

	EJ [Nmm <sup>2</sup> ]	L totale [mm]	EJ/EA
CR24_d_H12_L8_corta18_R2_EL16_p3_Sp5_1MPa	2213	117	80,11

**Tabella 3.9**

Ricapitolando i risultati delle analisi numeriche si ottengono tre soluzioni che rispettano sia i requisiti di rigidezza che quelli dimensionali:

- Scaglie a Y con elastomero (con riserva)
- Pelle con rinforzi inglobati
- Corrugato abbinato a pelle con rinforzi inglobati

La soluzione con le scaglie a Y è caratterizzata da una certa difficoltà realizzativa e ha uno strano comportamento quando viene sottoposta a carichi di flessione (uno dei lati della Y si apre allontanandosi dal rivestimento), quindi ai fini delle prove sperimentali si terrà conto solo delle altre due.

## **Capitolo 4**

### **Progettazione dello stampo per la realizzazione del provino**

In una prima fase si è deciso di procedere alla produzione del solo rivestimento che si basa sul concetto della pelle con rinforzi inglobati.

La realizzazione del provino basato su tale architettura non è una cosa facile, a causa della particolare costruzione: il rivestimento è composto da componenti molto sottili che devono essere assemblati con precisione e racchiusi da uno strato di elastomero. Un'ulteriore problema è dovuto anche al fatto che non tutte le scaglie devono essere inserite allo stesso modo nel manufatto, infatti quelle piccole esterne devono essere legate saldamente alla gomma, mentre le grandi ed interne devono essere lasciate libere di scorrere, per non vincolare l'allungamento dell'elastomero. Come conseguenza è stato necessario dividere il processo di produzione in due fasi in sequenza e, quindi, produrre due stampi differenti: il primo è necessario per la realizzazione delle scaglie esterne, l'altro, invece, ha il compito di mantenere in posizione le parti in carbonio consentendo la colata e la polimerizzazione dell'elastomero. Le scaglie di maggiori dimensioni che compongono lo strato intermedio, invece, non hanno bisogno di uno stampo dedicato, poiché hanno delle dimensioni tale da permetterne la produzione separatamente.

I due stampi, quindi, hanno quindi la necessità di lavorare con materiali diversi, infatti, il primo serve per la polimerizzazione di componenti in fibra di carbonio, mentre il secondo deve essere a diretto contatto con l'elastomero quando esso viene colato all'interno; anche questa eterogeneità di materiali andrà valutata attentamente, poiché può portare a problemi ed incompatibilità, complicando ulteriormente la fase di produzione.

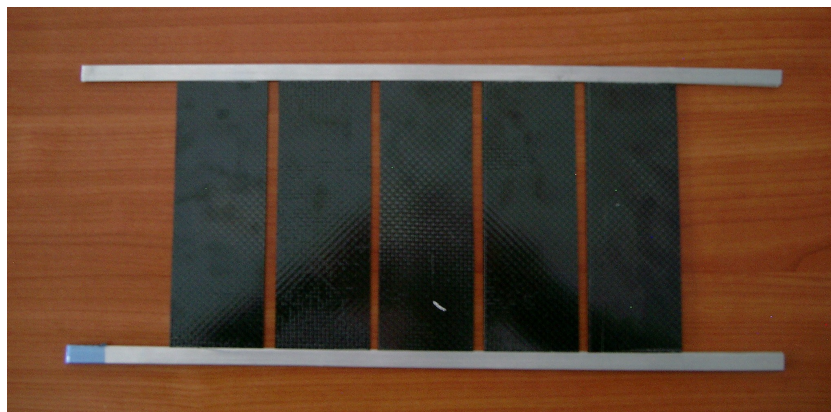
Prima di procedere alla progettazione degli stampi si sono decise le dimensioni finali del provino: per agevolare le operazioni di produzione e di prova sono state definite una larghezza di circa 150 mm e una lunghezza complessiva di circa 350 mm.

Il materiale scelto per la produzione degli stampi è una lastra di alluminio 6061.

#### 4.1 Stampo per la produzione delle scaglie in materiale composito

Le scaglie in composito che compongono lo scheletro del rivestimento richiedono un certo grado di precisione nella loro realizzazione, poiché hanno dimensioni molto piccole (in particolar modo lo spessore) e devono essere posizionate con accuratezza all'interno del rivestimento; questo problema è particolarmente evidente per le scaglie esterne che hanno una larghezza di appena 18 mm e sono abbastanza numerose.

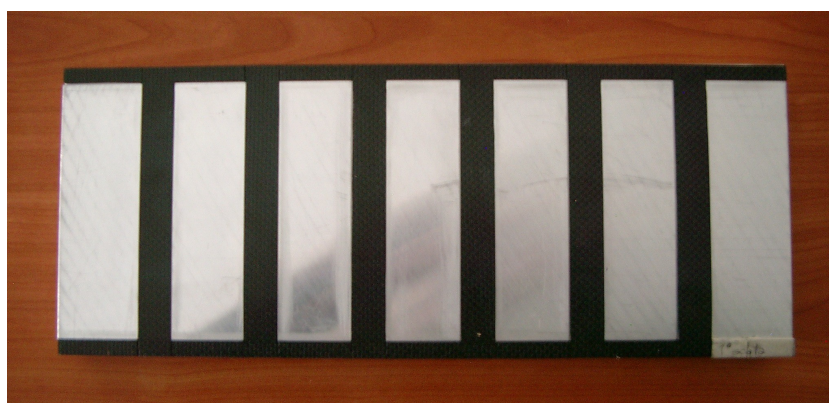
Le scaglie interne, invece, hanno una larghezza di 58 mm e quindi sono molto più facili da trattare: ciò consente di semplificarne la produzione ed il posizionamento. Si è deciso, quindi, di non creare uno stampo dedicato anche per le scaglie interne, sfruttando invece due lastre piane di alluminio come sostituto dello stampo vero e proprio. I ply di carbonio, sovrapposti secondo l'opportuna sequenza di laminazione, vengono posizionate tra le due lastre in modo da ottenere una lamina piana di carbonio di dimensioni molto maggiori di quelle di una scaglia singola. Successivamente il tutto può essere inserito all'interno dell'autoclave o tra i piani di una pressa a piani caldi per procedere alla polimerizzazione. Una volta che il ciclo ad alta temperatura è concluso si estrae la lastra in composito e si tagliano delle parti più piccole che rispettino le dimensioni delle scaglie interne; le parti così prodotte possono essere assemblate con lamine di metallo dello spessore opportuno che verranno usate come distanziali tra lo strato interno e i due strati esterni di scaglie



*Figura 4.1: Scaglie interne con lamine distanziatrici*

Questo procedimento permette di produrre le scaglie interne con una ragionevole celerità e precisione.

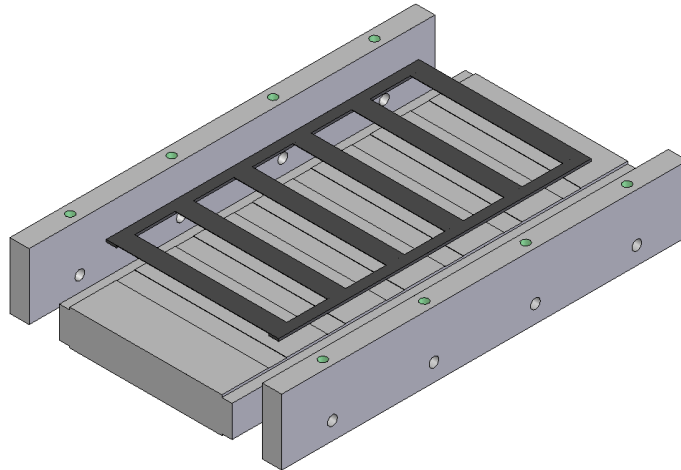
Le scaglie più piccole, invece, non hanno i requisiti per essere prodotte nella stessa modalità. Il piccolo spessore combinato con la scarsa lunghezza richiedono una elevata precisione nella realizzazione, ma soprattutto nel posizionamento; per questi motivi si è scelto di privilegiare l'utilizzo di uno stampo dedicato. Infatti, le scaglie devono essere posizionate in modo da fornire un vincolo a flessione alle scaglie più interne e ciò richiede che ci sia un buon grado di sovrapposizione tra le estremità delle scaglie interne ed esterne. Inoltre è molto importante garantire anche la corretta distanza tra i vari strati di scaglie, poiché anch'essa svolge una funzione fondamentale nel definire le caratteristiche meccaniche del rivestimento completo. La produzione di queste scaglie deve necessariamente essere divisa in due: i due strati devono necessariamente essere prodotti separatamente, in modo da poter inserire lo strato centrale tra di essi. Per provvedere a queste necessità si è scelto di predisporre due costole laterali, che collegano le scaglie di uno stesso strato, in modo da produrre un componente che ha la forma di una scala a pioli e che mantiene tutte le scaglie esterne nella loro corretta posizione. Inoltre lo spessore delle costole è molto utile per mantenere le distanze previste per gli strati all'interno dello spessore. Con questa idea in mente è possibile finalmente procedere alla progettazione dello stampo: è uno stampo abbastanza semplice, in quanto le uniche lavorazioni importanti necessarie sono la realizzazione delle scanalature in cui devono essere posizionati i ply di fibra di carbonio. Le costole laterali richiedono delle scanalature più profonde, nell'ordine di 2 mm, in modo da mantenere i corretti spessori tra gli strati in fase di assemblaggio e per conferire alle scaglie unite tra loro una certa solidità, che sarà utile per renderne più agevole la manipolazione. Le scanalature dove disporre le lamine di carbonio che andranno a formare le scaglie vere e proprie, invece, sono poco profonde (0.4 mm) e quindi devono essere realizzate con una buona precisione.



*Figura 4.2: Stampo e scaglie in carbonio*

A questo stampo va sovrapposto un controstampo che, per come devono essere realizzate le scaglie e le costole è costituita da una semplice lastra piana di

alluminio. Inoltre, sono state introdotte anche due parti laterali che aiutano a mantenere stampo e controstampo nella corretta posizione reciproca.



*Figura 4.3: Stampo e strato di scaglie collegate tra loro*

Uno stampo di questo tipo, grazie al fatto che è composto da quattro parti differenti (stampo, controstampo e due elementi laterali) facilita molto sia la disposizione iniziale delle lamine di materiale composito, sia l'estrazione del pezzo a polimerizzazione ultimata.

#### **4.2 Stampo per l'assemblaggio e per la polimerizzazione dell'elastomero**

Il secondo stampo da realizzare non serve per la produzione di elementi in fibra di carbonio, ma al loro assemblaggio e mantenimento nella corretta posizione, in modo da consentire la colata dell'elastomero in forma liquida.

Questo secondo stampo è molto simile a quello già presentato, poiché deve essere in grado di alloggiare gli elementi a forma di scala che lo stampo precedente produce. La differenza sta nell'assenza delle scanalature trasversali; ciò accade perché le superfici interne dello stampo devono fornire una faccia completamente liscia su cui l'elastomero in fase di polimerizzazione deve formarsi, in modo che la superficie del rivestimento sia anch'essa piana.

Lo stampo è di concezione molto semplice, ma la procedura di posizionamento degli strati di scaglie è un po' più complicata a causa della presenza dei molti componenti che vanno a costituire la pelle rinforzata.

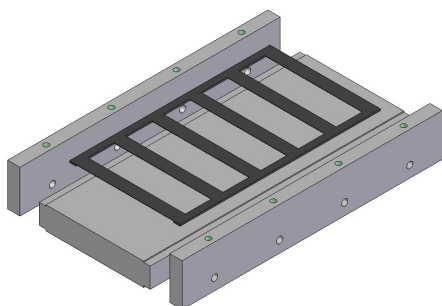




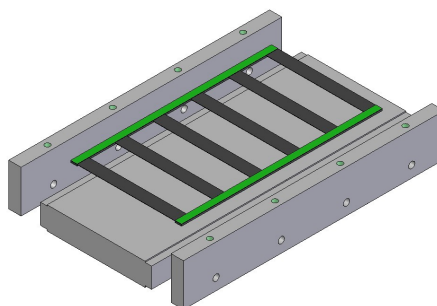
*Figura 4.4: Stampo per l'assemblaggio (il controstampo è identico)*

Prima di procedere al posizionamento delle scaglie è necessario trattare i vari strati con opportuni primer, in modo da favorire l'adesione tra scaglie e gomma, dove necessario, ed impedirla dove non voluta. In particolare quindi, le scaglie esterne dovranno essere trattate per favorirne l'incollaggio con l'elastomero, mentre quelle interne dovranno essere lasciate libere di scorrere rispetto alla gomma che le circonda. Il tipo di trattamenti da applicare dipende direttamente dal tipo di elastomero utilizzato, pertanto la scelta è da operarsi in concomitanza con quella della gomma.

La prima fase del montaggio vero e proprio dello stampo prevede il posizionamento del primo strato di scaglie piccole prodotte con lo stampo precedentemente presentato; lo spessore delle costole laterali e delle scanalature in questo nuovo stampo garantisce che la distanza tra le scaglie e la faccia dello stampo sia tale da rispettare le dimensioni volute per lo strato di elastomero che deve coprire le scaglie esterne.

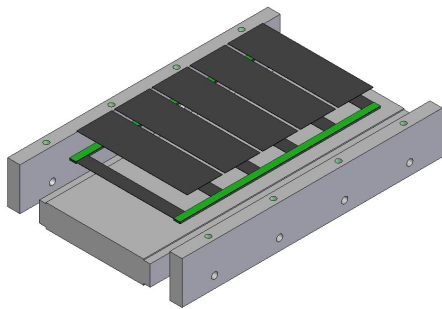


*Figura 4.5: Assemblaggio: fase 1*

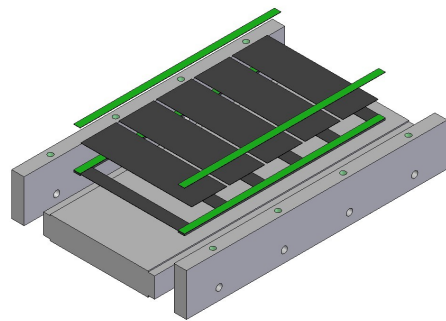


*Figura 4.6: Assemblaggio: fase 2*

Dopo aver inserito il primo strato di scaglie e prima del secondo è necessario inserire dei distanziatori (elementi verdi in Figura 4.6, 4.7, 4.8); degli elementi di acciaio o di qualunque altro materiale e di spessore opportunamente definito vanno disposti tra lo strato di scaglie piccole e quello di scaglie interne più grandi. Questo passo è fondamentale per assicurare che tra i due strati ci sia la corretta distanza. Successivamente si possono disporre le scaglie interne prodotte in precedenza.

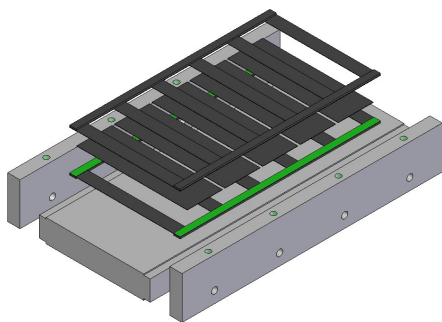


*Figura 4.7: Assemblaggio: fase 3*

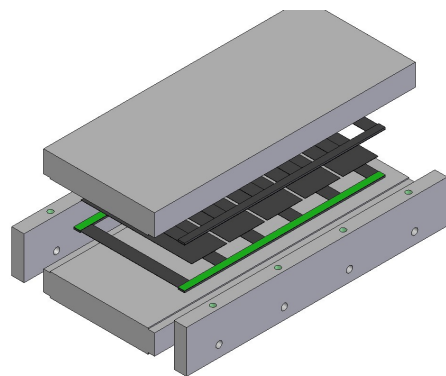


*Figura 4.8: Assemblaggio: fase 4*

Dopo le scaglie grandi altre lamine distanziatrici sono necessarie, per la stessa ragione precedente. Una possibile alternativa consiste nell'incollare le scaglie interne direttamente a quattro distanziatori (due nella parte superiore e due nella parte inferiore) in modo da ottenere, ancora una volta, un componente che assomiglia ad una scala. Questa parte può poi essere inserita nello stampo di assemblaggio subito dopo il primo strato di scaglie, senza inserire separatamente ogni distanziatore e scaglia.



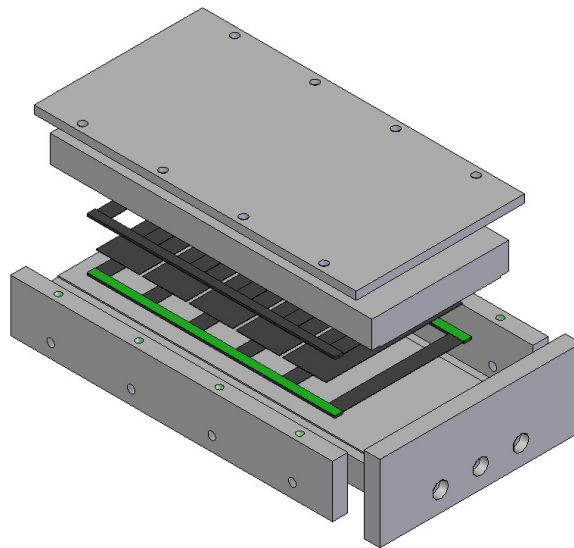
*Figura 4.9: Assemblaggio: fase 5*



*Figura 4.10: Assemblaggio: fase 6*

A questo punto si inserisce l'ultimo strato di scaglie esterne e si copre il tutto con il controstampo. In questo caso il controstampo è del tutto simile allo stampo, poiché presenta solamente due scanalature per le costole del componente che contiene le scaglie piccole; ciò deriva dal fatto che il rivestimento che si basa sul concetto di pelle con rinforzi inglobati è simmetrico nello spessore.

La fase finale dell'assemblaggio prevede il posizionamento di una piastra forata che può essere avvitata alle componenti laterali dello stampo; lo scopo di questo elemento aggiuntivo è quello di mantenere chiuso lo stampo durante la fase di colata dell'elastomero e durante tutto il tempo necessario alla polimerizzazione. Lungo uno dei lati corti dello stampo montato è possibile vincolare una ulteriore piastra di metallo che deve funzionare da base quando il tutto viene disposto verticalmente per procedere con l'immissione della gomma.



*Figura 4.11: Assemblaggio: fase finale, con piastra forata e base*

Lo stampo così ottenuto è pronto per procedere alla colata della gomma in forma liquida; la gomma può essere colata dalla fessura superiore rimasta libera, ma il piccolo spessore della porzione di rivestimento da ottenere e la presenza delle scaglie all'interno impedirebbe all'elastomero di scorrere fino a riempire tutte le cavità, a causa della sua viscosità, che anche se bassa per una gomma, non è trascurabile. Una soluzione possibile a questo problema prevede che non si chiuda lo stampo prima della colata. Infatti, dopo aver inserito i tre strati di scaglie in fibra di carbonio nello stampo, si può procedere direttamente alla colata dell'elastomero liquido; in questo modo la fase liquida non deve scorrere per tutta la lunghezza dello stampo in una fessura di pochi millimetri di

spessore, ma ha molto spazio a disposizione per muoversi e riempire tutti gli spazi vuoti: si ottiene così di limitare la distanza che la gomma deve percorrere prima di stabilizzarsi. Successivamente a questa fase intermedia è quindi possibile procedere con il posizionamento del controstampo e della piastra forata di copertura. Quest'ultima è necessaria per esercitare sullo stampo una pressione sufficientemente uniforme da consentire la fuoriuscita dell'elastomero in eccesso ed il riempimento delle piccole cavità e bolle d'aria rimaste nella fase liquida.

Una volta trascorso il tempo richiesto alla polimerizzazione completa dell'elastomero si può procedere all'apertura dello stampo. L'oggetto ottenuto sarà quindi composto da scaglie di carbonio completamente inglobate nella gomma e collegate tra loro tramite le costole laterali di sostegno; queste parti, chiaramente, non fanno parte del rivestimento definitivo, quindi devono essere asportate. In questo modo si otterrà, così, il provino che rappresenta una sezione di rivestimento deformabile. L'oggetto prodotto tramite il procedimento descritto avrà caratteristiche di rigidità molto ridotte, quindi è opportuno trattarlo con cura, per evitare di incorrere in rotture.

### 3.3 Elastomero

La scelta della gomma con cui realizzare il provino è molto delicata, poiché molte sue caratteristiche sono importanti per il successo di tutta l'operazione; infatti, il modulo elastico e l'allungamento a rottura del polimero finale hanno un effetto assai marcato sulle prestazioni del rivestimento deformabile. Inoltre la viscosità, il tempo di lavorazione e quello di polimerizzazione hanno grandi conseguenze sul processo di produzione del provino.

In base a queste necessità la scelta dell'elastomero da utilizzare è ricaduta sul seguente prodotto:

<b>Reckli Massa Siliconica 6.25</b>						
<b>Allungamento a rottura</b>	<b>Ritiro lineare</b>	<b>Resistenza a trazione [N/mm]</b>	<b>Viscosità [mPa·s]</b>	<b>Pot-life [min]</b>	<b>Densità [kg/dm<sup>3</sup>]</b>	<b>Durezza Shore A</b>
280,00%	0,50%	6	12000	40-60	1,16	25

**Tabella 4.1**

Uno dei motivi che hanno favorito la scelta di questo particolare polimero è legato alle caratteristiche delle gomme siliconiche in genere: il processo di polimerizzazione avviene a freddo con la sola aggiunta di un catalizzatore, hanno elevate capacità antiaderenti e la viscosità della fase liquida è molto

inferiore a gomme di altro tipo. In particolare, il fatto che le gomme siliconiche tendano a non aderire ad alcun materiale è una caratteristica molto utile durante il processo di produzione; infatti, grazie a questa proprietà, non è necessario trattare il secondo stampo con un distaccante, ma la gomma tenderà a staccarsi spontaneamente. Lo stesso ragionamento si applica anche alle scaglie interne che devono essere libere di scorrere. Le scaglie esterne, invece, devono aderire strettamente all'elastomero, quindi per esse sarà necessario utilizzare un trattamento tale da favorire l'adesione.

Infine è opportuno osservare che per gli elastomeri di questo tipo in commercio non vengono forniti i dati riguardanti la loro rigidità, ma viene data molta importanza a un parametro di durezza, valutato con il metodo “Shore A”; pertanto è stato necessario utilizzare una relazione semiempirica per trovare una possibile correlazione tra la durezza della gomma ed il suo modulo di elasticità e per procedere quindi ad una scelta oggettiva.

$$E [MPa] = \frac{(15,75 + 2,15 * H_A)}{100 - H_A}$$

La formula permette di ottenere una relazione tra le due grandezze, dove E è il modulo di Young e  $H_A$  è la durezza Shore A del materiale. Questa formula dovrebbe fornire un'accettabile approssimazione del modulo di elasticità, ma a valori di durezza bassi come quelli considerati in questo caso ( $H_A = 25$ ) l'incertezza può divenire significativa.

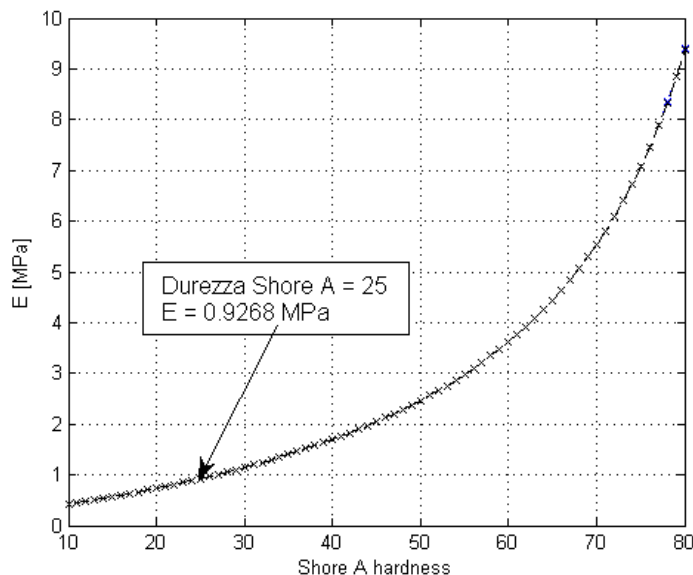


Figura 4.12: Relazione tra durezza e modulo elastico

## **Capitolo 5**

### **Progettazione dell'attrezzatura di prova**

La procedura di prova descritta nei capitoli precedenti prevede che il provino sia sottoposto a tre fasi di sollecitazione in sequenza; la prima e l'ultima sono carichi di trazione, mentre la seconda si configura come una flessione. I carichi, quindi, agiscono lungo due direzioni perpendicolari e vengono applicati l'uno successivamente all'altro senza che il carico precedente venga sottratto. Questa sequenza, pertanto, richiede una macchina di prova che sia in grado di applicare carichi e misurare spostamenti lungo due assi differenti: la soluzione scelta per il caso in esame prevede l'utilizzo di una macchina di prova per trazione monoassiale per applicare il carico a trazione; le forze di flessione, invece, verranno applicate tramite un'opportuna struttura montata sulla base della macchina per trazione.

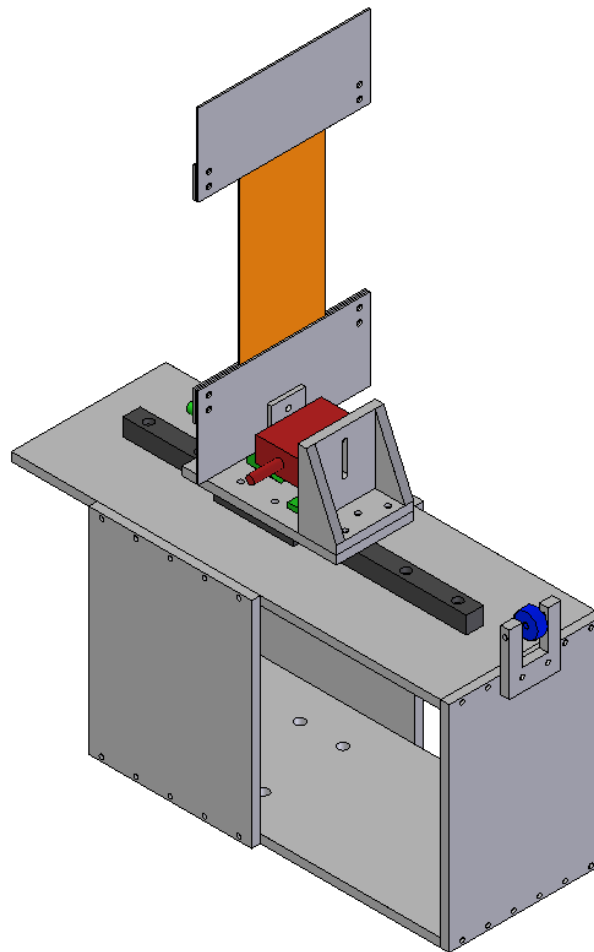
Inoltre le forze, e di conseguenza le rigidità, che devono essere misurate sono molto ridotte, minori di 50 N, quindi le celle di carico devono essere in grado di fornire un'accuratezza sufficiente.

#### **5.1 Attrezzatura di prova**

L'attrezzatura di prova progettata è necessaria per permettere l'applicazione delle forze di flessione al provino, mentre esso è soggetto ai carichi di trazione dovuti alla macchina di trazione. Per far ciò la struttura non deve incidere sul comportamento della macchina, lasciandone inalterata la precisione e i principi di funzionamento. Per mantenere il corretto funzionamento della macchina è necessario che all'estremo del provino a cui è collegata la cella di carico della macchina per trazione non vengano applicate direttamente altre forze. Come soluzione, perciò, si è scelto di applicare la forza che va a flettere il provino all'altro estremo. Il provino è disposto verticalmente nella macchina di prova da utilizzare ed all'estremo superiore è collegata la traversa mobile che sorregge la cella di carico ed il morsetto di collegamento. Inoltre, la macchina è di tipo elettromeccanico e non oleodinamico, quindi una volta raggiunto il carico corrispondente alla fine della prima fase di carico, è possibile mantenerlo

costante per tutto il tempo necessario al completamento della seconda fase della prova sperimentale.

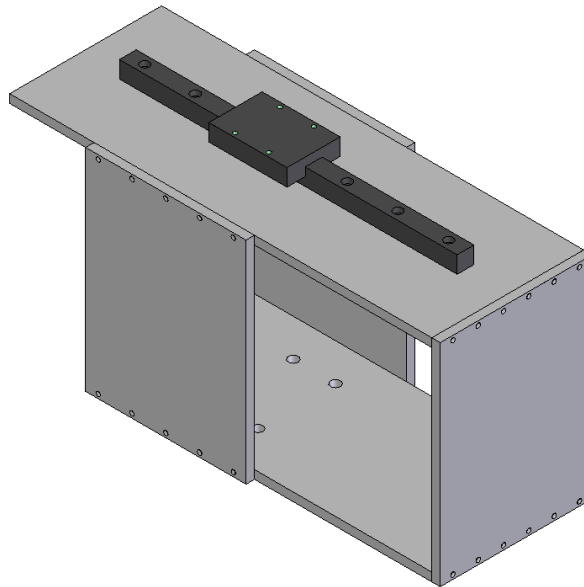
Il carico è le misure delle forze e degli spostamenti che operano a flessione, quindi devono essere misurati all'estremo inferiore del provino, in corrispondenza del morsetto inferiore della macchina per trazione. Per questo è necessario sostituire il morsetto con una struttura più complessa in grado di permettere spostamenti e di compiere misure.



*Figura 5.1: Attrezzatura di prova (in arancione il provino)*

Il collegamento tra la base dell'attrezzatura di prova e l'estremità inferiore della macchina è stato ottenuto con una struttura di sostegno; le dimensioni di questa struttura non sono trascurabili, poiché deve ospitare una guida lineare che deve consentire il movimento trasversale dell'estremo inferiore, che comporta la flessione del provino. La base a forma scatolare è completamente smontabile,

per essere agevolmente collegata alla macchina di prova; il collegamento avviene tramite dei fori filettati presente sulla base della macchina.



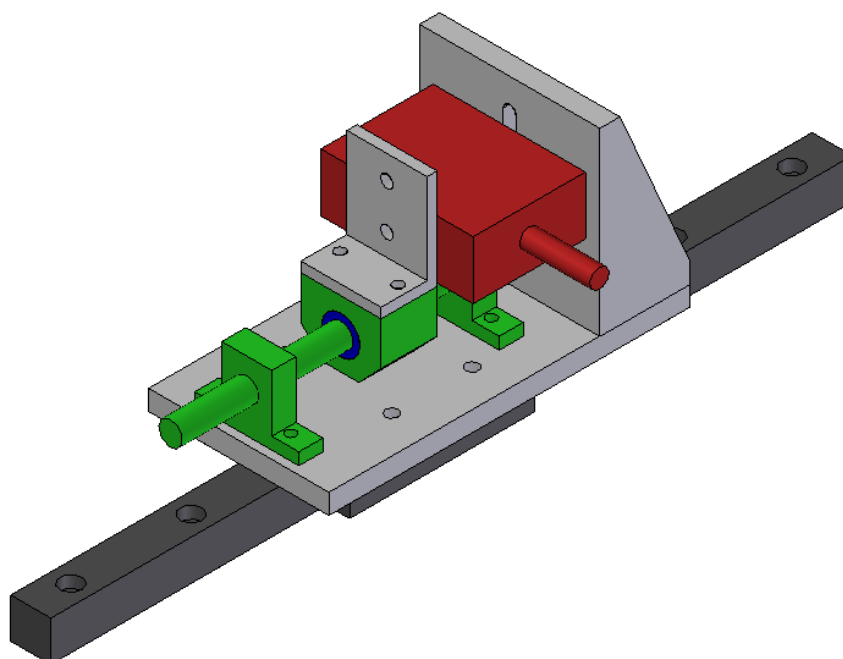
*Figura 5.2: Base dell'attrezzatura con guida lineare (in nero)*

La guida lineare consente di bloccare tutti gli spostamenti e le rotazioni tranne quello nella direzione di interesse; per il suo corretto funzionamento, però, deve essere vincolata ad una base piana e sufficientemente rigida. Questa funzione è svolta dalla struttura scatolare, quindi è necessario che sia dimensionata in modo da deformarsi il meno possibile sotto l'azione dei carichi previsti.

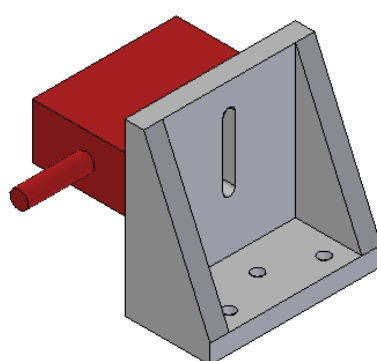
Al carrello della guida si collega il gruppo che contiene il morsetto a cui deve essere vincolato l'estremo inferiore del provino e la cella di carico preposta a misurare la forza di flessione. Per una misura corretta è necessario che tutta e solo la forza di flessione passi attraverso la cella di carico; per far sì che ciò accada è necessario predisporre un meccanismo tale per cui il morsetto di collegamento con il provino sia libero di muoversi nella direzione trasversale di trazione senza attrito. Allo stesso tempo, però, è necessario che gli altri spostamenti siano bloccati, in particolar modo quello verticale, poiché la forza di trazione applicata dalla macchina per trazione lineare è diretta verticalmente. Questo problema è stato risolto per mezzo di un manicotto a sfere che scorre su un albero rettificato (Figura 5.3). In questo modo il morsetto è libero di muoversi nella direzione voluta; questo spostamento viene bloccato tramite la cella di carico, in modo da assicurare che la forza di flessione si trasmetta



completamente attraverso di essa. La cella di carico utilizzata ha un fondo scala di 60 N, sia a trazione che a compressione, poiché i carichi che si andranno a misurare sono molto piccoli, in particolar modo quelli di flessione.

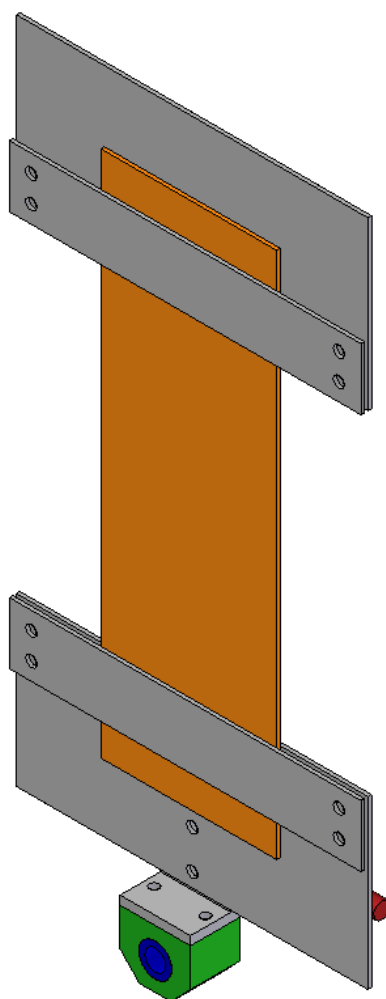


*Figura 5.3: Gruppo di applicazione del carico (in blu: manicotto senza attrito, in rosso: cella di carico)*



*Figura 5.4: Particolare del collegamento della cella di carico*

I carichi assiali, dovuti alla macchina di prova, non devono però scaricarsi sulla cella di carico, altrimenti le forze misurate saranno necessariamente affette da incertezza; inoltre tali forze possono portare ad un danno per la cella, poiché agiscono lungo una direzione innaturale per la cella di carico. Assicurando un po' di gioco verticale alla cella questo problema si elimina completamente; pertanto la cella si collega al gruppo di applicazione del carico tramite una vite che attraversa un'asola (Figura 5.4).

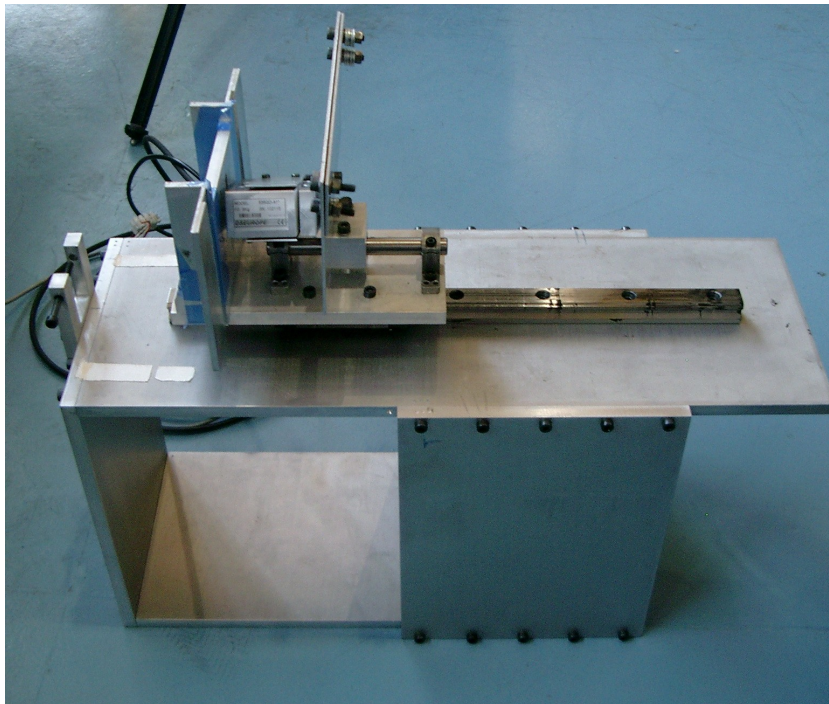


*Figura 5.5: Provino collegato ai due morsetti*

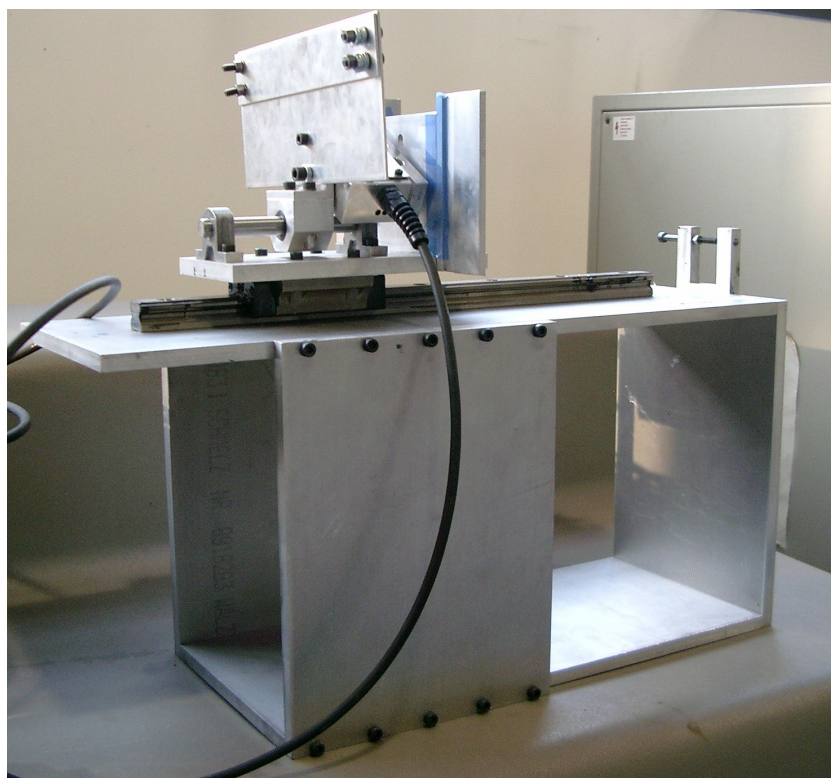
Il collegamento del provino alle due estremità avviene tramite due morsetti uguali; questi morsetti sono molto semplici e sono composti da due piastre di

metallo collegate tra loro con dei bulloni. Il provino viene inserito tra le due piastre ed i bulloni vengono stretti in modo da creare una morsa sul provino stesso. E' possibile utilizzare questa soluzione estremamente semplice, poiché le forze in gioco sono minime e poiché la superficie esterna del rivestimento deformabile è composta da elastomero, che, quando viene pressato con forza contro una superficie piana genera delle considerevoli forze d'attrito: non si deve quindi temere uno slittamento del provino rispetto ai morsetti.

L'attrezzatura ora descritta permette lo spostamento trasversale necessario per la flessione e consente di misurare le forze, ma è necessario anche un modo per applicare i carichi. La cosa può essere risolta semplicemente sfruttando la forza di gravità: tramite un cavo collegato al carrello della guida lineare e dei pesi; il cavo viene fatto passare su una puleggia ( in blu in Figura 5.1) e ad esso vengono legati i pesi. Non è necessario conoscere con precisione le masse applicate al cavo, poiché la cella di carico misura sempre l'entità della forza che agisce sull'estremità inferiore del provino. Lo spostamento del carrello della guida lineare è misurabile efficacemente con dei laser, ottenendo una misura senza necessità di contatto, che porterebbe ad un errore nella misurazione della forza di flessione.



*Figura 5.6: Attrezzatura di prova*



*Figura 5.7: Attrezzatura di prova*

## **5.2 Modulo elastico dell'elastomero e test della macchina di prova**

La struttura di prova sopra descritta deve essere testata ed anche il modulo di elasticità della gomma scelta deve essere determinato sperimentalmente. Si è deciso di combinare la due cose in una sola prova, però così facendo, . Per fare ciò è stato prodotto un pezzo composto solamente dalla gomma siliconica, con le dimensioni seguenti:

<b>Provino in gomma siliconica</b>	
<b>Lunghezza [mm]</b>	284
<b>Larghezza [mm]</b>	140
<b>Spessore [mm]</b>	3,7

**Tabella 5.1**

Il provino è stato sottoposto ad una procedura di prova composta dalle tre fasi descritte in precedenza ed i risultati sono stati analizzati.

Dalla prima e dalla terza fase è stato ricavato il modulo elastico della gomma in esame:  $E = 0,44 \text{ MPa}$ . Il valore ottenuto si discosta molto dal valore previsto con la legge semi-empirica

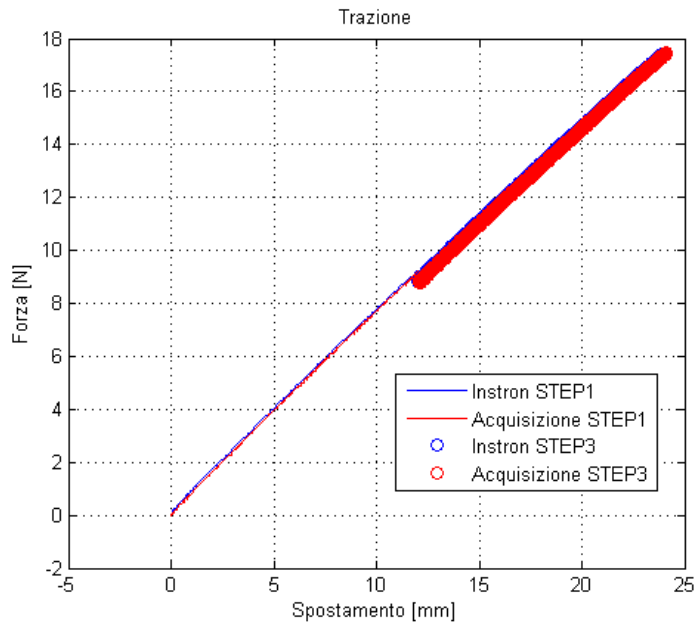


Figura 5.8: Grafico Forza-Spostamento a trazione

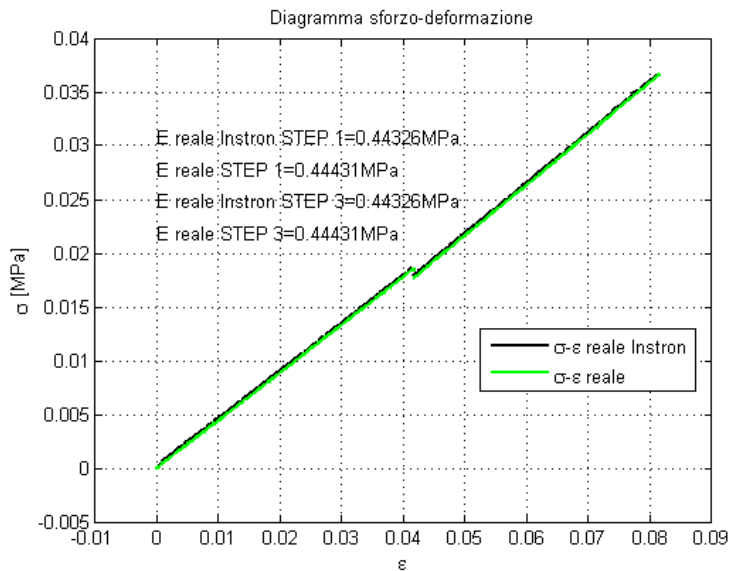


Figura 5.9: Grafico  $\sigma$ - $\epsilon$  per l'elastomero

Dalla seconda fase della prova si è cercato di ricavare il valore di EJ del provino utilizzato, per valutare il funzionamento dell'attrezzatura di prova. Sfortunatamente il provino, essendo composto solamente di gomma siliconica ha una rigidezza flessionale estremamente bassa che ha reso difficili le operazioni di prova e di misura. L'andamento dei dati ottenuti, infatti, è molto oscillante e non permette una corretta valutazione del valore di EJ.

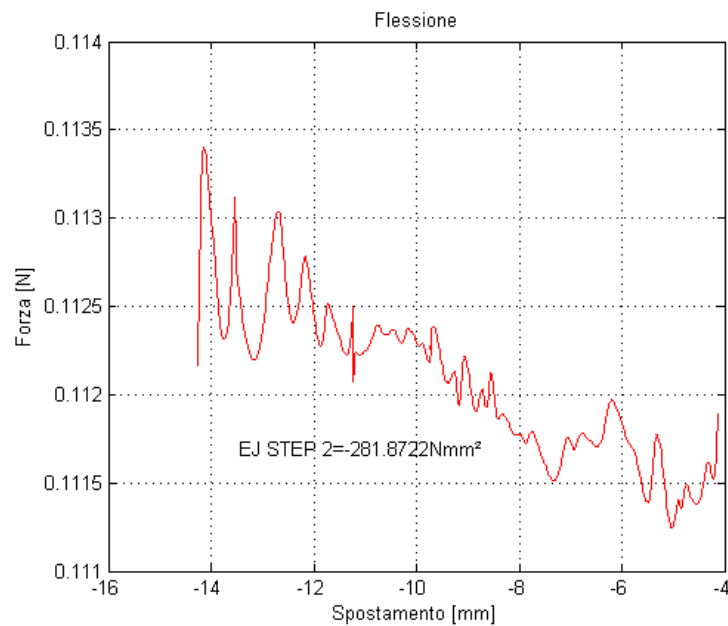


Figura 5.10: Grafico Forza-Spostamento a trazione (coefficiente di correlazione  $R^2 = 0,835$ )

L'andamento della curva forza-spostamento è stato sottoposto ad una regressione lineare che ha fornito un valore di  $EJ = 281,9 \text{ Nmm}^2$ . Il coefficiente di correlazione tra i dati è  $R^2 = 0,835$  e ciò significa che i dati sono molto oscillanti e non possono essere ben rappresentati da una linea retta. Ad ogni modo il valore ottenuto non si discosta molto dal valore previsto, calcolato come segue, utilizzando il valore di E ottenuto sperimentalmente:

$$EJ = E \frac{a * b^3}{12} = 0,44 \frac{140 * 3,7^3}{12} = 260 \text{ Nmm}^2$$

## Conclusione e sviluppi futuri

Lo studio, basato su un'analisi numerica con il metodo degli elementi finiti, ha portato alla scelta di alcune soluzioni costruttive per il rivestimento da abbinare ad una struttura con capacità di morphing basata sulle celle chiral; si ricorda che i requisiti di rigidità in base ai quali è stata operata la scelta derivano da ottimizzazioni fatte per un prototipo da provare in galleria del vento e non per una superficie aerodinamica di un velivolo esistente. Le soluzioni scelte sfruttano le proprietà dei materiali compositi, in particolare della fibra di carbonio, e degli elastomeri e presentano delle costruzioni non convenzionali.

Una delle architetture scelte per il rivestimento è stata denominata pelle con rinforzi inglobati ed è composta da tre strati di scaglie in fibra di carbonio inserite all'interno di una matrice elastomerica, che consente di avere buone rigidità flessionali mantenendo la rigidità assiale sufficientemente contenuta. Dato l'interesse per un'indagine sperimentale su questa soluzione è stato necessario progettare e realizzare degli stampi per la produzione di alcuni provini. In funzione della particolare geometria del rivestimento gli stampi progettati sono due: uno per la produzione degli elementi in fibra di carbonio ed uno per la colata dell'elastomero.

La procedura di prova sperimentale con cui si vogliono studiare le reali caratteristiche di un rivestimento basato sulla pelle con rinforzi inglobati è particolare ed è composta da tre fasi successive: la prima di trazione, la seconda di flessione e la terza ancora di trazione. Ogni carico viene applicato in seguito al successivo senza che quest'ultimo venga rimosso. Come conseguenza si è dovuto prevedere anche una particolare attrezzatura di prova che realizzi la procedura appena descritta.

Il lavoro di tesi si è così concluso dopo aver predisposto i componenti necessari alla produzione ed alla prova sperimentale di un pezzo di rivestimento; la fase successiva, sicuramente, prevede la produzione vera e propria di un provino e l'analisi di eventuali problematiche realizzative che si possono riscontrare nella fase operativa. Successivamente tale provino dovrà essere testato utilizzando la macchina di prova progettata.

La soluzione che sfrutta le proprietà di una lastra corrugata in materiale composito è stata indagata solo numericamente per quanto riguarda il lavoro presente; una tesi parallela, invece, si è focalizzata sugli altri aspetti importanti di questo tipo di rivestimento, valutando le incognite legate al processo di produzione e ad altre problematiche sperimentali.

La fase finale della realizzazione del rivestimento richiede l'ideazione di un processo produttivo per parti di rivestimento di grandi dimensioni e l'integrazione tra il rivestimento e la struttura basata sulle celle chiral; come già accennato in precedenza tale studio sarà incentrato sulla progettazione di componenti simili a bielle che permettono il trasferimento dei carichi tra le

scaglie del rivestimento ed i nodi delle celle chirali, garantendo contemporaneamente al rivestimento la possibilità di deformarsi.

Infine si dovrà procedere alla realizzazione del dimostratore tecnologico ed alla sua prova in galleria del vento, per valutare se una struttura deformabile basata su celle chirali fornisce realmente i vantaggi previsti in termini di caratteristiche aerodinamiche e prestazioni.



## Bibliografia

- [1] Terrence A. Weisshaar, *Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design*, Aeronautics and Astronautics Department Purdue University, Conference paper, <http://handle.dtic.mil/100.2/ADA479821>
- [2] University of Bristol, Department of aerospace engineering: morphing aircraft, [www.aer.bris.ac.uk/research/morphing/morph-intro.html](http://www.aer.bris.ac.uk/research/morphing/morph-intro.html)
- [3] A.Y.N. Sofla, S.A. Meguid, K.T. Tan, W.K. Yeo, *Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges*, *Materials & Design* 31 (2010), Elsevier
- [4] Carlos E. S. Cesnik, Howard R. Last, Christopher A. Martin, *A framework for morphing capability assessment*, Structural Dynamics & Materials Conference 19 - 22 aprile 2004, Palm Springs, California
- [5] John W. Smith, Wilton P. Lock, Gordon A. Payne, *Variable-Camber Systems Integration and Operational Performance of the AFTI/F-111 Mission Adaptive Wing*, *NASA Technical Memorandum 4370*, aprile 1992
- [6] Frank H. Gern, Daniel J. Inman, Rakesh K. Kapania, *Structural and Aeroelastic Modeling of General Planform Wings with Morphing Airfoils*, *AIAA journal* Vol. 40, No. 4, April 2002
- [7] E. Livnem, Terrence A. Weisshaar, *Aeroelasticity of Nonconventional Airplane Configurations—Past and Future*, *Journal of aircraft*, Vol. 40, No. 6, November–December 2003
- [8] Armando R. Rodriguez, *Morphing Aircraft Technology Survey*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8 - 11 January 2007, Reno, Nevada
- [9] Paolo Bettini, Alessandro Airoidi, Giuseppe Sala, Luca Di Landro, Massimo Ruzzene, Alessandro Spadoni, *Composite chiral structures for morphing airfoils: Numerical analyses and development of a manufacturing process*, [www.elsevier.com/locate/compositesb](http://www.elsevier.com/locate/compositesb)
- [10] *Design of a morphing wing using a composite chiral structure*, A. Airoidi, M. Crespi, G. Quaranta, M. Castiglioni, G. Sala, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, RAeS 2nd Aircraft Structural Design Conference

- [11] Farhan Gandhi and Phuriwat Anusonti-Inthra, Skin design studies for variable camber morphing airfoils, Smart Materials and Structures 17, 2008
- [12] Edward A. Bubb and Benjamin K. S. Woods, Design and Fabrication of a Passive 1-D Morphing Aircraft Skin, 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 7 - 10 April 2008
- [13] C. Thill, J. Etches, I. Bond, K. Potter and P. Weaver, Morphing skins, THE AERONAUTICAL JOURNAL MARCH 2008
- [14] Tomohiro Yokozeki, Shin-ichi Takeda, Toshio Ogasawara, Takashi Ishikawa, Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures, [www.elsevier.com/locate/compositesa](http://www.elsevier.com/locate/compositesa)
- [15] Alan N. Gent et al. , Engineering with Rubber, How to Design Rubber Components, 2nd Edition, Hanser Publishers, Munich, pag 273