

UNIVERSITÀ
DI PAVIA

FACOLTA' DI INGEGNERIA
DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE E
DELL'INFORMAZIONE
CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN BIOINGEGNERIA

TESI DI LAUREA

PROGETTAZIONE E PRODUZIONE DI STRUTTURE DI RINFORZO PER BUSTI
ORTOPEDICI TRAMITE MANIFATTURA ADDITIVA CON MATERIALE
FIBRO-RINFORZATO

Candidata: Eleonora Mereu

Matricola: 538655

Relatore: Prof. Marconi Stefania

Correlatore: Prof. Alaimo Gianluca

A.A. 2025/2026

«Non lasciarti mai limitare dall'immaginazione limitata degli altri»

Mae Jemison

Sommario

L'utilizzo dei dispositivi ortesici rappresenta il principale trattamento conservativo per la scoliosi, consentendo di limitare la progressione della deformità vertebrale e, nei casi più favorevoli, di evitare il ricorso al trattamento chirurgico. L'efficacia terapeutica di tali dispositivi dipende tuttavia dalla loro capacità di essere indossati quotidianamente per un elevato numero di ore durante il periodo dell'accrescimento scheletrico. Di conseguenza, la riduzione del peso, il miglioramento del *comfort* e l'incremento della resistenza meccanica costituiscono aspetti fondamentali nella progettazione di busti ortopedici di nuova generazione.

Tra i materiali maggiormente impiegati per la realizzazione di tali dispositivi, il PETG rappresenta una soluzione ampiamente diffusa grazie al favorevole compromesso tra lavorabilità, peso e proprietà meccaniche. Tuttavia, l'esperienza clinica evidenzia come i busti realizzati con questo materiale siano soggetti a fenomeni di danneggiamento localizzati, principalmente nelle zone caratterizzate da elevate concentrazioni di tensione, quali la regione sotto-ascellare. L'incremento dello spessore del dispositivo costituisce una possibile soluzione, ma comporta un inevitabile aumento del peso e una riduzione del *comfort* per il paziente.

In questo contesto, il presente lavoro di tesi propone l'impiego di *patch* di rinforzo realizzati mediante manifattura additiva con fibre continue, da applicare localmente nelle zone maggiormente sollecitate del dispositivo ortesico, con l'obiettivo di incrementarne la resistenza strutturale senza modificarne significativamente peso e ingombro.

L'attività svolta si è concentrata principalmente sulla progettazione e modellazione di laminati compositi rinforzati con fibre continue di carbonio, considerato come materiale di riferimento per le configurazioni analizzate. Il Kevlar è stato introdotto come materiale aggiuntivo di confronto, con un ruolo più limitato all'interno dello studio. Le diverse configurazioni di laminazione, caratterizzate da differenti orientamenti delle fibre, sono state analizzate al fine di valutarne l'influenza sulla risposta meccanica del materiale e di individuare le soluzioni più idonee alla realizzazione di rinforzi strutturali per applicazioni ortesiche.

Lo studio si sviluppa secondo un approccio integrato teorico, numerico e sperimentale. In una prima fase è stato implementato un modello analitico basato sulla *Classical Laminate Theory* (CLT), sviluppando un codice in ambiente Matlab per la determinazione dello stato tensionale, deformativo e della rigidezza equivalente dei laminati sottoposti a prove

di trazione e di flessione a tre punti. Successivamente, viene creato un modello agli elementi finiti in ambiente *Ansys Mechanical*, mediante l'implementazione di procedure in linguaggio APDL finalizzate alla riproduzione numerica delle prove meccaniche e alla verifica dei risultati ottenuti tramite il modello teorico.

Sulla base delle configurazioni progettate, i provini sono stati prodotti mediante tecnologia di manifattura additiva con deposizione di filamento continuo e con la successiva esecuzione delle prove sperimentali di trazione e di flessione a tre punti, finalizzate alla determinazione delle principali proprietà meccaniche dei laminati e alla validazione sperimentale dei modelli sviluppati.

Il confronto tra le previsioni ottenute mediante la teoria classica dei laminati, le simulazioni agli elementi finiti e i risultati sperimentali ha evidenziato un'ottima concordanza nella descrizione del comportamento elastico dei laminati, confermando l'affidabilità della metodologia proposta e l'applicabilità della CLT allo studio di laminati compositi realizzati mediante stampa 3D con fibre continue.

Il principale contributo del presente lavoro consiste nello sviluppo e nella validazione di una metodologia integrata che combina modellazione teorica, simulazione numerica e verifica sperimentale per la previsione del comportamento meccanico di laminati compositi prodotti mediante manifattura additiva. Tale approccio consente di ridurre il ricorso a prove sperimentali preliminari, fornendo uno strumento affidabile per la progettazione e l'ottimizzazione di rinforzi strutturali destinati a dispositivi ortesici e, più in generale, a componenti compositi caratterizzati da elevati requisiti di leggerezza e prestazioni meccaniche.

Considerando i risultati ottenuti in questo lavoro, una prima prospettiva futura riguarda l'impiego di una lamina in PETG con spessore ridotto sulla quale applicare o saldare i *patch* di rinforzo. Tale soluzione consentirebbe di diminuire il peso complessivo del busto ortopedico e di migliorarne il *comfort*, mantenendo al contempo adeguati livelli di resistenza nelle zone maggiormente sollecitate. Un'ulteriore evoluzione del lavoro potrebbe prevedere la realizzazione del busto direttamente tramite manifattura additiva con rinforzo continuo in fibra, integrando la matrice polimerica e le fibre lunghe in un unico processo produttivo. Questa strategia permetterebbe di ottenere un dispositivo privo di incollaggi, con proprietà meccaniche superiori e una distribuzione dei rinforzi ottimizzata localmente.

Indice

Elenco delle figure	ix
Elenco delle tabelle	xiv
Lista delle Abbreviazioni	xvi
1 Scoliosi e i trattamenti utilizzati	1
1.1 Scoliosi: aspetti generali	1
1.1.1 Definizione	1
1.1.2 Diffusione e classificazione	2
1.1.3 Diagnosi	4
1.2 Trattamenti previsti	6
1.2.1 Trattamento chirurgico	6
1.2.2 Trattamento conservativo: busti ortopedici	7
1.3 Il busto ortopedico per la gestione della scoliosi	7
1.3.1 Modalità di utilizzo e funzionamento	7
1.4 Principali modelli di dispositivi ortesici	9
1.4.1 <i>Milwaukee Brace</i>	9
1.4.2 <i>Wilmington Brace</i>	10
1.4.3 <i>Boston Brace</i>	11
1.4.4 <i>Chêneau Brace</i>	12
1.4.5 <i>Charleston Brace</i>	13
1.4.6 <i>Providence Brace</i>	13
1.4.7 <i>SpineCore Brace</i>	14
1.5 Problematiche legate all'utilizzo dei busti ortopedici	15
1.5.1 Criticità a livello clinico	15
1.5.2 Criticità a livello sociale	15
1.6 Obiettivo del lavoro	16
2 Materiali polimerici per i busti ortopedici	17
2.1 Metodi di produzione dei dispositivi ortesici	17
2.2 Descrizione generale sui materiali polimerici	18
2.3 Materiali polimerici per busti ortopedici	19

2.3.1	Materiali polimerici maggiormente impiegati	20
	Polipropilene (PP)	20
	Polietilene (PE)	20
	Acrilonitrile Butadiene Stirene (ABS)	21
	Acido polilattico (PLA)	21
	Polietilene Tereftalato Glicolato (PETG)	21
2.3.2	Considerazioni sui materiali polimerici descritti	22
2.4	Criticità nei busti ortopedici prodotti con la stampa 3D	23
3	Materiali rinforzati	25
3.1	Introduzione ai materiali rinforzati	25
3.2	Materiali compositi fibro-rinforzati	27
3.2.1	Fibre	28
	Fibre di vetro	28
	Fibre di carbonio	28
	Fibre di Kevlar	29
3.2.2	Matrici	29
	Matrici termoindurenti	29
	Matrici termoplastiche	30
3.3	Materiali rinforzati utilizzati nella stampa 3D	31
4	Approccio analitico per i materiali di rinforzo e il PETG	33
4.1	Approccio analitico per la determinazione delle proprietà del laminato composito	34
4.1.1	Comportamento della lamina ortotropa	35
4.1.2	Determinazione delle costanti elastiche della lamina	36
4.1.3	Determinazione della resistenza della lamina composita	38
4.2	Determinazione delle matrici di rigidezza della lamina composita	39
4.3	Calcolo delle costanti elastiche del PETG e Onyx	41
4.4	Calcolo delle deformazioni e delle tensioni di ciascuna lamina	42
4.5	Analisi del comportamento del laminato nella prova di trazione	44
4.5.1	Criteri di rottura	45
4.6	Analisi del comportamento del laminato nella prova di flessione a tre punti	46
4.6.1	Modellazione del provino come trave monoassiale per la prova di flessione	47

5	Modellazione numerica dei laminati mediante <i>Ansys Mechanical</i>	50
5.1	Ambiente <i>Ansys</i>	50
5.1.1	Metodo agli elementi finiti	51
5.2	Modulo <i>Mechanical APDL</i>	51
5.2.1	Organizzazione di un codice APDL	53
5.3	Modellazione del laminato	54
5.3.1	Elementi utilizzati	54
5.3.2	Definizione dei materiali	55
5.3.3	Definizione dei <i>layer</i>	55
5.3.4	Geometria e <i>mesh</i>	56
5.4	Simulazione della prova di trazione	56
5.4.1	Configurazione utilizzata	56
5.4.2	Condizioni al contorno	57
5.4.3	Applicazione del carico	58
5.4.4	Estrazione dei risultati	59
5.5	Simulazione della prova di flessione a tre punti	59
5.5.1	Configurazione utilizzata	60
5.5.2	Condizioni al contorno	61
5.5.3	Applicazione del carico	62
5.5.4	Estrazione dei risultati	62
6	Progettazione e realizzazione dei <i>patch</i> tramite stampa 3D	64
6.1	Tecnologia di stampa FFF e stampante <i>Markforged</i>	64
6.1.1	Tecnologia FFF	64
6.1.2	Stampante <i>Markforged</i>	66
6.2	Progettazione dei <i>patch</i>	66
6.2.1	Configurazione dei <i>patch</i> per la prova di trazione	67
6.2.2	Configurazione dei <i>patch</i> per la prova di flessione	68
6.2.3	Utilizzo del <i>software Eiger</i>	70
6.2.4	Fibre di rinforzo utilizzate: carbonio e Kevlar	72
6.2.5	Stampa delle diverse configurazioni di <i>patch</i>	74
6.3	Comportamento meccanico dei <i>patch</i>	77
6.3.1	Svolgimento test di trazione	78
	Organizzazione della prova sperimentale	79
6.3.2	Svolgimento test di flessione a tre punti	81
6.3.3	Organizzazione della prova sperimentale	83

7	Risultati	84
7.1	Risultati dell'approccio analitico del laminato composito	84
7.1.1	Risultati delle caratteristiche della singola lamina	84
7.1.2	Risultati delle matrici di rigidezza del laminato con configurazione per la trazione	88
7.1.3	Risultati delle matrici di rigidezza del laminato con configurazione per la flessione a tre punti	93
7.2	Risultati simulazioni Ansys APDL	94
7.2.1	Simulazione della prova di trazione	95
7.2.2	Simulazione della prova di flessione a tre punti	98
7.3	Confronto tra approccio analitico e simulazioni	101
7.3.1	Trazione	102
7.3.2	Flessione a tre punti	103
7.4	Risultati delle prove meccaniche	105
7.4.1	Trazione	105
7.4.2	Flessione a tre punti	109
7.5	Confronto tra approccio analitico, simulazioni e prove meccaniche	111
7.5.1	Trazione	112
7.5.2	Flessione a tre punti	114
8	Conclusioni e prospettive di sviluppo future	117
8.1	Conclusioni	117
8.1.1	Sviluppo e validazione del modello teorico e numerico	117
8.1.2	Validazione sperimentale	118
8.1.3	Considerazioni finali e prospettive future	119
A	Risultati completi del calcolo analitico	121
A.1	Matrici di rigidezza per le lamine con angoli di deposizione differenti . .	121
A.1.1	Lamina con rinforzo in carbonio	121
A.1.2	Lamina con rinforzo in Kevlar	121
B	Codici e <i>contour plot</i> di Ansys APDL	123
B.1	Codici APDL	123
B.1.1	Codice APDL prova trazione	123
	Carbonio	123
	Kevlar: parte di codice differente dal carbonio (/PREP7 e /SOLU) .	128
	Estrazione deformazioni	131

	Estrazione tensioni	133
B.1.2	Codice APDL prova di flessione a tre punti	135
	Carbonio	135
	Estrazione deformazioni	140
	Estrazione tensioni	142
B.2	<i>Contour plot</i>	143
B.2.1	Trazione	143
	Carbonio	143
	Kevlar	144
B.2.2	Flessione a 3 punti	145
	Carbonio	145

Elenco delle figure

1.1	Radiografia frontale e sagittale del paziente, con rappresentazione della colonna vertebrale sui piani frontale, sagittale e trasversale [1]	1
1.2	Visualizzazione della classificazione topografica della scoliosi [2]	3
1.3	Tre modalità di classificazione della scoliosi basate sulle Linee guida della <i>Scientific Society on Scoliosis Orthopaedic Rehabilitation and Treatment</i> (SOSORT) [3]	4
1.4	Test di Adam per la diagnosi della scoliosi [4]	4
1.5	Uso dello scoliometro [4]	5
1.6	Rappresentazione semplificata della valutazione dell'angolo di Cobb tratta da [5]	5
1.7	Radiografia di una paziente di 16 anni affetta da scoliosi idiopatica prima e dopo il trattamento chirurgico (a,b) [6]	7
1.8	Rappresentazione del principio di pressione a tre punti [7]	8
1.9	Corsetto <i>Milwaukee</i> [8]	10
1.10	Corsetto <i>Wilmington</i> [8]	11
1.11	Corsetto <i>Boston</i> [8]	12
1.12	Corsetto <i>Chêneau</i> [7]	12
1.13	Corsetto <i>Charleston</i> [8]	13
1.14	Corsetto <i>Providence</i> [8]	14
1.15	Corsetto <i>SpineCore</i> [8]	15
2.1	Rappresentazione delle regioni amorfe e cristalline di un polimero semicristallino tratta da [9]	19
3.1	Classificazione generale dei compositi [10]	26
3.2	Esempio di due laminati semplici soggetti a una sollecitazione meccanica [11]	27
4.1	Schema semplificato di un laminato unidirezionale [12]	34
4.2	Sezione non deformata e deformata di un laminato di spessore piccolo [13]	35
4.3	Deformazione tipica di un materiale anisotropo (a) ed ortotropo (b) soggetto a uno sforzo normale secondo una direzione principale [14] . . .	36

4.4	Deformazione tipica di una lamina ortotropa con carico nella direzione principale (a) e deviato (b) [14]	36
4.5	Rappresentazione del laminato generico con fibre degli orientamenti differenti [15]	40
4.6	Lamina ortotropa con riferimento cartesiano [14]	41
4.7	Geometria del laminato con n lamine [13]	43
4.8	Schema semplificato della flessione a tre punti	47
5.1	Schermata del <i>Workbench</i> con il blocco di <i>Mechanical APDL</i>	52
5.2	Interfaccia di <i>Mechanical APDL</i>	52
5.3	Organizzazione generale del codice APDL utilizzato	53
5.4	Esempio di una <i>mesh</i> con dimensione di elementi pari a 1	56
5.5	Configurazione generale per la trazione	57
5.6	Schema della disposizione vincoli nella prova di trazione	58
5.7	Schema del carico applicato nella prova di trazione	59
5.8	Configurazione generale per la flessione a tre punti	61
5.9	Schema della disposizione dei vincoli nella prova di flessione a tre punti .	62
5.10	Carico nella prova di flessione a tre punti	62
6.1	Schema generale della tecnologia di stampa FFF [16]	65
6.2	Vista frontale e laterale della stampante <i>Markforged X7 Industrial</i> [17] . .	66
6.3	Raffigurazione schematica della disposizione degli strati per la configurazione a trazione	68
6.4	Geometria del <i>patch</i> disegnata sul CAD con le dimensioni nominali . . .	68
6.5	Raffigurazione schematica della disposizione degli strati per la configurazione per la flessione a tre punti	69
6.6	Geometria del <i>patch</i> disegnata sul CAD con le dimensioni nominali . . .	69
6.7	Interfaccia <i>software Eiger</i> dopo aver caricato il file STL	70
6.8	Parametri di stampa su <i>Eiger</i> che si possono modificare	71
6.9	Interfaccia XRAY	71
6.10	Esempio di fibre orientate con angolo di -45° rispetto agli assi XY del piatto di stampa	72
6.11	Visualizzazione dei valori di volume di riempimento della matrice polimerica e della fibra di rinforzo per il carbonio	74
6.12	Visualizzazione dei valori di volume di riempimento della matrice polimerica e della fibra di rinforzo per il Kevlar	74

6.13 Risultato finale della stampa dei <i>patch</i> in carbonio nella configurazione per la prova di trazione	75
6.14 Risultato finale della stampa dei <i>patch</i> in Kevlar nella configurazione per la prova di trazione	75
6.15 Risultato finale della stampa dei <i>patch</i> in carbonio nella configurazione per la prova di flessione	76
6.16 Configurazione della macchina di prova per la trazione	79
6.17 Componenti necessari per l'esecuzione della prova a trazione [18]: (a) macchina di prova MTS Insight da 10 kN, (b) impugnatura a cuneo e (c) impugnatura pneumatica, (d) celle di carico da 10 kN e (e) da 500 N, (f) Videoestensimetro	79
6.18 Interfaccia per impostare le condizioni iniziali della prova di trazione . . .	80
6.19 Definizione dei <i>markers</i> e dei punti di afferraggio	80
6.20 Interfaccia del software per il calcolo dell'allungamento rilevato dal videoestensimetro	81
6.21 Componenti necessari per l'esecuzione della prova di flessione a tre punti: (a) cilindro di applicazione del carico (b) supporti orizzontali a distanza fissa da fissare alla macchina per lo svolgimento dei test, (c) distanza fissa scelta	82
6.22 Configurazione della macchina di prova per la flessione a tre punti	83
7.1 Deformazioni e tensioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio	90
7.2 Deformazioni e tensioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in Kevlar	92
7.3 Deformazioni ϵ_{xx} e tensioni σ_{xx} lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio ottenute dal calcolo analitico	94
7.4 <i>Contour plot</i> di ϵ_{xx} del <i>layer</i> 3 del laminato con carbonio	95
7.5 <i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 1 del laminato con carbonio sottoposto alla prova di trazione	96
7.6 <i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 2 del laminato con carbonio sottoposto alla prova di trazione	96
7.7 <i>Contour plot</i> di ϵ_{xx} del <i>layer</i> 3 del laminato con Kevlar sottoposto alla prova di trazione	97
7.8 <i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 1 del laminato con Kevlar sottoposto alla prova di trazione	98

7.9	<i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 2 del laminato con Kevlar sottoposto alla prova di trazione	98
7.10	Visualizzazione complessiva del laminato con rinforzo di carbonio dopo la simulazione di prova di flessione nel piano xz	99
7.11	Visualizzazione complessiva del laminato con rinforzo di carbonio dopo la simulazione di prova di flessione	99
7.12	<i>Contour plot</i> di ϵ_{xx} del <i>layer</i> 15 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	100
7.13	<i>Contour plot</i> di ϵ_{xx} del <i>layer</i> 19 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	100
7.14	<i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 15 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	101
7.15	<i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 19 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	101
7.16	Confronto tra calcolo analitico e simulazione <i>Ansys</i> delle deformazioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio	102
7.17	Confronto tra calcolo analitico e simulazione <i>Ansys</i> delle deformazioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in Kevlar	103
7.18	Confronto tra calcolo analitico e simulazione <i>Ansys</i> delle deformazioni ϵ_{xx} e delle tensioni σ_{xx} lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio	104
7.19	<i>Patch</i> realizzati in carbonio dopo la prova di trazione	106
7.20	Grafico forza-spostamento delle prove meccaniche relative al laminato con il carbonio	106
7.21	<i>Patch</i> realizzati in Kevlar dopo la prova di trazione	107
7.22	Grafico forza-spostamento delle prove meccaniche relative al laminato con il Kevlar	108
7.23	<i>Patch</i> realizzati in carbonio dopo la prova di flessione a tre punti (vista laterale)	109
7.24	<i>Patch</i> realizzati in carbonio dopo la prova di flessione a tre punti, con l'evidente rottura nella parte superiore	110
7.25	Grafico forza-spostamento delle prove meccaniche relative al laminato con il carbonio	110
7.26	Confronto grafici Forza-Spostamento dei risultati del calcolo analitico, della simulazione <i>Ansys</i> e delle prove meccaniche, relativi al laminato con il carbonio	112

7.27	Confronto grafici Forza-Spostamento dei risultati del calcolo analitico, della simulazione <i>Ansys</i> e delle prove meccaniche, relativi al laminato con il Kevlar	113
7.28	Confronto grafici Forza-Spostamento dei risultati del calcolo analitico, della simulazione <i>Ansys</i> e delle prove meccaniche, relativi al laminato con il carbonio	115
B.1	<i>Contour plot</i> di σ_x del <i>layer</i> 3 del laminato con carbonio sottoposto alla trazione	143
B.2	<i>Contour plot</i> di σ_x del <i>layer</i> 4 del laminato con carbonio alla trazione . .	144
B.3	<i>Contour plot</i> di σ_x del <i>layer</i> 5 del laminato con carbonio alla trazione . .	144
B.4	<i>Contour plot</i> di σ_x del <i>layer</i> 3 del laminato con Kevlar sottoposto alla trazione	144
B.5	<i>Contour plot</i> di σ_x del <i>layer</i> 4 del laminato con Kevlar sottoposto alla trazione	144
B.6	<i>Contour plot</i> di σ_x del <i>layer</i> 5 del laminato con Kevlar sottoposto alla trazione	145
B.7	<i>Contour plot</i> di ε_{xx} del <i>layer</i> 18 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	145
B.8	<i>Contour plot</i> di ε_{xx} del <i>layer</i> 17 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	145
B.9	<i>Contour plot</i> di ε_{xx} del <i>layer</i> 16 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	146
B.10	<i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 18 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	146
B.11	<i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 17 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	146
B.12	<i>Contour plot</i> di σ_{xx} del <i>layer</i> 16 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti	146

Elenco delle tabelle

1.1	Classificazione eziologica della scoliosi [5]	2
2.1	Proprietà termiche e meccaniche dei materiali polimerici descritti	23
6.1	Quote dei provini con rinforzo di carbonio per la prova di trazione	76
6.2	Quote dei provini con rinforzo di Kevlar per la prova di trazione	76
6.3	Quote dei provini con rinforzo di carbonio per la prova di flessione a tre punti	77
7.1	Risultati dei moduli elastici ottenuti tramite i calcoli analitici per la lamina rinforzata in carbonio	85
7.2	Risultati delle resistenze ottenute tramite i calcoli analitici per la lamina rinforzata in carbonio	86
7.3	Risultati dei moduli elastici ottenuti tramite i calcoli analitici per la lamina rinforzata in Kevlar	86
7.4	Risultati delle resistenze per il Kevlar ottenute tramite i calcoli analitici	87
7.5	Costanti dell'ONYX	88
7.6	Costanti del PETG	88
7.7	Deformazioni carbonio e Onyx	89
7.8	Criteri di rottura per Carbonio e Onyx	90
7.9	Deformazioni Kevlar e Onyx	91
7.10	Criteri di rottura per Kevlar e Onyx	92
7.11	Valori di deformazione estratti dalla simulazione del laminato con carbonio sottoposto alla prova di trazione	95
7.12	Valori di tensione estratti dalla simulazione del laminato con carbonio	96
7.13	Valori di deformazione estratti dalla simulazione del laminato con il Kevlar	97
7.14	Valori di tensione estratti dalla simulazione del laminato in Kevlar	98
7.15	Valori di deformazione estratti dalla simulazione del laminato con il carbonio	100
7.16	Valori di tensione estratti dalla simulazione del laminato con il carbonio	101
7.17	Variazione percentuale dello spostamento rispetto al valore nominale di 60 mm	105

7.18	Risultati ricavati dall'elaborazione dei dati della prova di trazione per il laminato con rinforzo in carbonio	107
7.19	Risultati ricavati dall'elaborazione dei dati della prova di trazione per il laminato con rinforzo in Kevlar	108
7.20	Risultati ricavati dall'elaborazione dei dati della prova di flessione a tre punti per il laminato con rinforzo in carbonio	111
7.21	Confronto delle proprietà meccaniche a trazione tra PETG, Onyx e laminato rinforzato in carbonio (medie, deviazioni standard e CV).	112
7.22	Confronto delle proprietà meccaniche a trazione tra PETG, Onyx e laminato rinforzato in Kevlar (medie, deviazioni standard e CV).	113
7.23	Confronto delle proprietà meccaniche a flessione tra PETG, Onyx e laminato rinforzato in carbonio (medie, deviazioni standard e CV).	115

Lista delle Abbreviazioni

PA	<i>Postero-Anteriore</i>
IS	<i>Idiopathic Scoliosis</i>
AIS	<i>Adolescent Idiopathic Scoliosis</i>
TC	<i>Tomografia Computerizzata</i>
MRI	<i>Magnetic Resonance Imaging</i>
FTRB	<i>Full Time Rigid Bracing</i>
PTRB	<i>Part Time Rigid Bracing</i>
NTRB	<i>Night Time Rigid Bracing</i>
CAD/CAM	<i>Computer-Aided Design / Computer-Aided Manufacturing</i>
FEA	<i>Finite Element Analysis</i>
FEM	<i>Finite Element Methods</i>
CTLSO	<i>Cervico-Toraco-Lombo-Sacrale Ortesi</i>
TLSO	<i>Toraco-Lombo-Sacrale Ortesi</i>
FDM	<i>Fused Deposition Modeling</i>
FFF	<i>Fused Filament Fabrication</i>
PP	<i>Polipropilene</i>
PE	<i>Polietilene</i>
ABS	<i>Acrilonitrile Butadiene Stirene</i>
PLA	<i>Acido Polilattico</i>
PETG	<i>Polietilene Tereftalato Glicolato</i>
LDPE	<i>Low-Density Polyethylene</i>
HDPE	<i>High -Density Polyethylene</i>
UHMWPE	<i>Ultra High Molecular Weight Polyethylene</i>
SMC	<i>Sheet-Molded Composites</i>
PPTA	<i>PoliParafenilene TeretalAmide</i>
3DP	<i>3D Printing</i>
PEEK	<i>Poly Ethere Ethere Ketone</i>
PPS	<i>Polyphenylene Sulfide</i>
PSUL	<i>Poly SULfone</i>
PEI	<i>Poly ETherimide</i>
PAI	<i>Poly Amide-Imide</i>
PMC	<i>Polymeric-Matrix Composites</i>

MMC	<i>Metallic-Matrix Composites</i>
CMC	<i>Ceramic-Matrix Composites</i>
AM	<i>Additive Manufacturing</i>
CFRPC	<i>Continuous Fiber Reinforced Polymer Composites</i>
CFR	<i>Continuous Fiber Reinforcement</i>
CLT	<i>Classical Laminate Theory</i>
STL	<i>Standard Triangulation Language</i>
APDL	<i>Ansys Parametric Design Language</i>

*A tutte le persone
che hanno fatto parte di questo percorso,
rendendolo speciale*

Capitolo 1

Scoliosi e i trattamenti utilizzati

1.1 Scoliosi: aspetti generali

1.1.1 Definizione

La scoliosi è una patologia caratterizzata da una deformità tridimensionale del rachide (figura 1.1), che comprende una deviazione laterale associata alla rotazione vertebrale e alterazioni del profilo sagittale. L'entità della deformità sul piano frontale è quantificata mediante la misurazione dell'angolo di Cobb, che viene individuato sulle radiografie postero-anteriori (PA); questa misura esprime l'inclinazione limite della curva scoliotica. Solitamente, la scoliosi è diagnosticata in presenza di angoli di Cobb maggiori di 10° [3, 5]. Nella maggior parte dei casi, si tratta di una patologia asintomatica, in quanto solamente una piccola minoranza dei soggetti affetti sviluppa sintomi clinici, quali compromissione respiratoria e disagio fisico. Inoltre, le deformità estetiche e il disagio psicologico sono fattori che possono ridurre la qualità della vita [4]. Purtroppo, al giorno d'oggi non sono ancora noti i fattori che causano questa deformità spinale, ma si suppone che sia legata a malattie neuropatiche o miopatiche [5].



FIGURA 1.1: Radiografia frontale e sagittale del paziente, con rappresentazione della colonna vertebrale sui piani frontale, sagittale e trasversale [1]

1.1.2 Diffusione e classificazione

La scoliosi è una condizione comunemente riscontrata nell'ambito dell'assistenza primaria, soprattutto negli adolescenti: per questo motivo è ragionevole effettuare degli *screening* precoci, in modo da intervenire tempestivamente [19]. Si tratta di una patologia che presenta un tasso di incidenza del 0.47-5.2%. Il rapporto femmine-maschi varia dal 1,5:1 a 3:1, ed aumenta in modo sostanziale con l'età; in particolare, la prevalenza delle curve con angoli di Cobb maggiori è notevolmente più alta nelle donne rispetto agli uomini [20]. Gli studi sulla diffusione della scoliosi sono molteplici a livello mondiale: nello specifico si è analizzata l'incidenza in diverse nazioni, considerando le differenze legate al sesso nella frequenza di insorgenza della patologia. Ad esempio, in uno studio eseguito in Germania, l'incidenza è del 5.2%: è importante evidenziare come la patologia sia maggiormente presente nel sesso femminile [21]. In Corea, pur essendoci un'incidenza minore rispetto alla Germania, pari al 3.26%, la prevalenza della scoliosi nelle femmine è circa doppia rispetto a quella dei maschi [22].

La categorizzazione eziologica della scoliosi comprende la scoliosi congenita, neuromuscolare ed idiopatica. La scoliosi congenita è la deformità spinale più comune nei neonati, in quanto interessa una nascita su 1000 e ha un'incidenza del 1-4% a livello mondiale; a seconda del tipo di anomalia, le malformazioni vertebrali possono persino essere silenziose o non rilevabili fino a quando non vengono scoperte accidentalmente[5]. La scoliosi neuromuscolare è una patologia spinale, la quale si pensa che sia causata da un'insufficienza nei motoneuroni superiori o inferiori che causano una carenza di sostegno da parte dei muscoli stabilizzatori della colonna vertebrale [20]. La scoliosi idiopatica (IS) è la tipologia maggiormente diffusa, in quanto ricopre circa il 75-80% dei casi della patologia [5]. A causa della sua notevole incidenza, nella maggior parte degli studi presenti in letteratura, viene esaminata in maniera più approfondita [2, 4, 19]. Nella tabella 1.1 è riportata in sintesi la classificazione eziologica della scoliosi.

Tipologia	Sottocategorie	Età
Congenita	-	Variabile
Neuromuscolare	-	Variabile
Idiopatica	Infantile	≤ 2 anni
	Giovanile	3–9 anni
	Adolescenziiale	> 10

TABELLA 1.1: Classificazione eziologica della scoliosi [5]

Nello specifico, la scoliosi idiopatica può essere distinta in base a tre parametri:

- Classificazione cronologica;
- Classificazione topografica;
- Classificazione angolare.

La classificazione cronologica consiste nella diversificazione di questa patologia in base all'età di insorgenza delle deviazioni della curva vertebrale; infatti, viene classificata in scoliosi infantile, che interessa i bambini da 0 a 2 anni, giovanile, tra i 3 e i 9 anni, e adolescenziale (AIS), tra i 10 e i 17 anni [5]. La classificazione topografica si basa sulla sede anatomica della deformità spinale nel piano frontale, distinguendo quattro principali tipologie: toracica, lombare, toraco-lombare e a doppia curva, la quale comprende sia una deformità toracica che lombare [3]. Nella figura 1.2 sono riportate le radiografie nella quali si possono visualizzare le principali sedi anatomiche della deformità vertebrale.

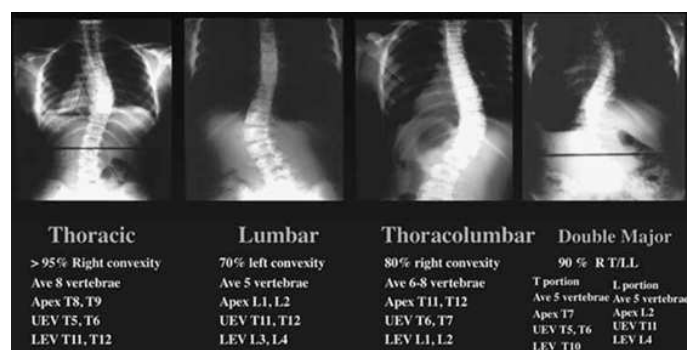


FIGURA 1.2: Visualizzazione della classificazione topografica della scoliosi [2]

L'ultima distinzione viene effettuata considerando l'ampiezza dell'angolo di Cobb: se quest'ultimo è compreso tra 10-20° causa una scoliosi lieve; con angoli di Cobb compresi tra 20-30°, la patologia inizia ad aggravarsi e viene considerata di gravità moderata. Se il range dell'angolo è tra 30-50° la scoliosi viene classificata come moderata-grave; il caso peggiore che si può riscontrare è la presenza di un angolo di Cobb maggiore di 50° [3]. Nella figura 1.3 sono riassunte le modalità di classificazione della scoliosi idiopatica, basate sulle Linee guida della *Scientific Society on Scoliosis Orthopaedic Rehabilitation and Treatment* (SOSORT).

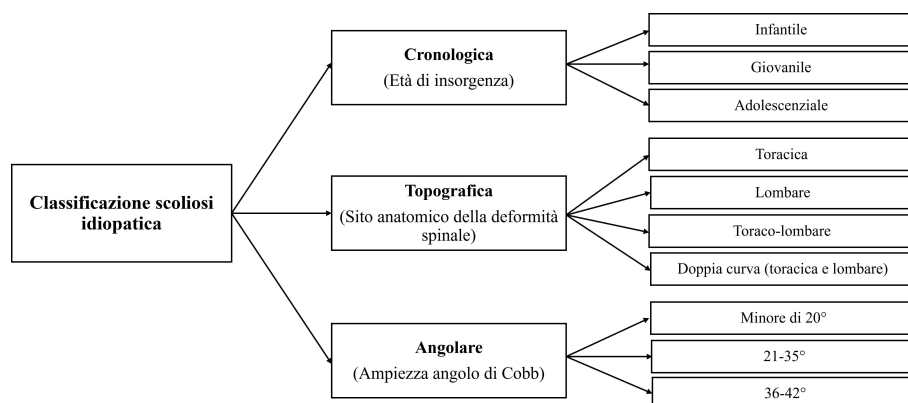


FIGURA 1.3: Tre modalità di classificazione della scoliosi basate sulle Linee guida della *Scientific Society on Scoliosis Orthopaedic Rehabilitation and Treatment* (SOSORT) [3]

1.1.3 Diagnosi

La diagnosi clinica della scoliosi prevede l'esecuzione del test di flessione di Adam, durante il quale il paziente, in posizione eretta, si flette in avanti a livello del tronco mentre l'operatore osserva posteriormente e lateralmente la schiena al fine di individuare eventuali asimmetrie, come mostrato nella figura 1.4. Nei pazienti affetti da scoliosi si riscontra una deviazione laterale del rachide associata a una rotazione vertebrale; tale componente rotazionale determina la comparsa del gibbo costale, evidente all'esame obiettivo [19].

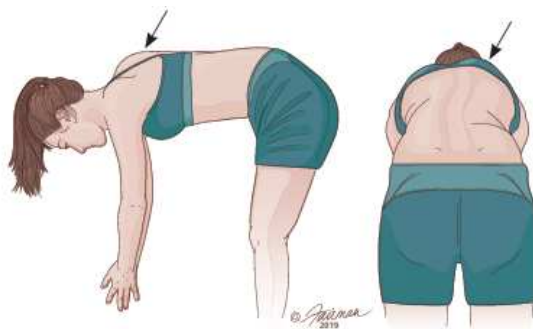


FIGURA 1.4: Test di Adam per la diagnosi della scoliosi [4]

Successivamente il medico può cercare di quantificare la curvatura e la rotazione della colonna vertebrale tramite l'ausilio di uno scoliometro o un inclinometro (figura 1.5), in modo da stabilire se il paziente necessita di una radiografia ed evitare controlli non necessari a soggetti ai quali viene rilevato un angolo minore di 5° [19].

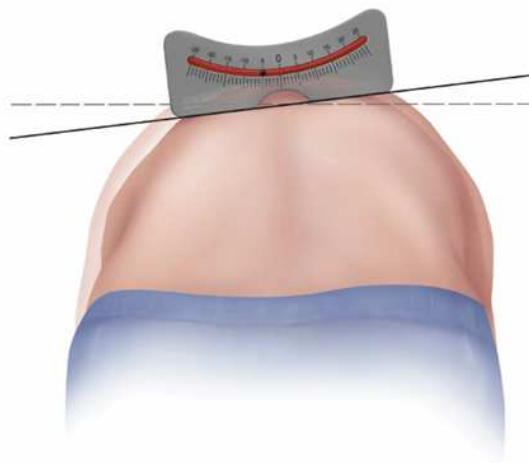


FIGURA 1.5: Uso dello scoliometro [4]

Nel caso in cui le due verifiche appena citate facciano supporre la presenza di una scoliosi, è necessario effettuare una radiografia antero-posteriore e una laterale per calcolare l'angolo di Cobb [23]. Nella pratica, l'angolo di Cobb valuta l'entità della curvatura scoliotica sul piano frontale e viene calcolato su radiografie postero-anteriori e dal punto di vista grafico viene rappresentato nel modo riportato nella figura 1.6.

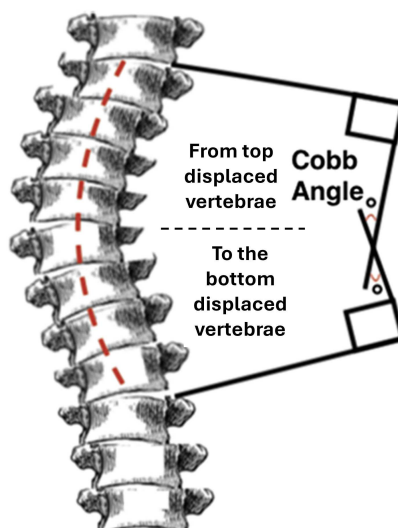


FIGURA 1.6: Rappresentazione semplificata della valutazione dell'angolo di Cobb tratta da [5]

Inoltre, è possibile che per casistiche particolari sia richiesto l'utilizzo di altre tecniche di *imaging* come la tomografia computerizzata o la risonanza magnetica: esse permettono di osservare anche il piano assiale, in modo da vedere la deformità della colonna vertebrale nella sua interezza [23].

1.2 Trattamenti previsti

I trattamenti per la scoliosi sono utilizzati per prevenire la progressione della curva durante la fase adolescenziale e garantire una condizione clinica migliore possibile nell'età adulta. Attualmente, le soluzioni per limitare la progressione di questa patologia variano in base alla gravità e all'età del paziente considerato; è importante conoscere l'evoluzione della scoliosi per scegliere al meglio la soluzione maggiormente adeguata. Per curvature da lievi a moderate si sceglie di utilizzare il trattamento conservativo, ovvero esso consiste nell'utilizzo di dispositivi ortesici, solitamente associati a una fisioterapia specifica. I busti ortopedici devono essere indossati fino alla maturità scheletrica per la quasi totalità della giornata; mentre la fisioterapia ha lo scopo di migliorare la postura, rafforzare i muscoli della colonna vertebrale e ridurre il dolore [3]. Nei casi in cui il paziente presenta una scoliosi grave, il trattamento conservativo non è efficace e di conseguenza si sceglie quello chirurgico [24]. È compito del medico individuare la soluzione terapeutica più consona per il singolo paziente, cercando di migliorare la qualità di vita del soggetto.

1.2.1 Trattamento chirurgico

Il trattamento chirurgico è raccomandato quando la curvatura ha un angolo di Cobb che supera i 45-50° oppure se la progressione della curva tende ad accelerare, nonostante l'uso del corsetto; l'obiettivo è creare una struttura definitiva che riduca la deformità spinale in tutti i piani [5]. La procedura standard consiste nella strumentazione vertebrale posteriore con viti peduncolari collegate a barre longitudinali, che permettono la correzione tridimensionale della deformità, come illustrato nella figura 1.7; successivamente si esegue l'artrodesi mediante innesto osseo per ottenere la fusione permanente dei segmenti trattati [6].



FIGURA 1.7: Radiografia di una paziente di 16 anni affetta da scoliosi idiopatica prima e dopo il trattamento chirurgico (a,b) [6]

1.2.2 Trattamento conservativo: busti ortopedici

Il trattamento non chirurgico consiste nell'utilizzo di dispositivi ortesici che vanno indossati in modo da limitare la progressione della curva, durante il periodo di crescita. È utile sottoporre i pazienti a questo trattamento nel caso di scoliosi lievi o moderate poiché se non trattate, potrebbero peggiorare ulteriormente; quindi, la scelta dell'uso del corsetto ricade su pazienti che presentano curve non elevate che hanno una probabilità di progressione minore [24]. Il successo di questa tipologia di trattamento è dato da diversi fattori, ad esempio la durata di mantenimento del busto durante la giornata e la predisposizione da parte del paziente di utilizzare il corsetto; quest'ultimo aspetto è fondamentale in quanto il paziente, il più delle volte adolescente, potrebbe provare disagio psico-fisico nell'indossare il dispositivo ortesico [25].

1.3 Il busto ortopedico per la gestione della scoliosi

1.3.1 Modalità di utilizzo e funzionamento

Le ortesi per il trattamento della scoliosi idiopatica durante l'età evolutiva possono essere classificate principalmente in base al tempo di utilizzo giornaliero, distinguendo i seguenti dispositivi:

- Corsetto a tempo pieno (*Full Time Rigid Bracing*, FTRB): viene utilizzato per 18-23 ore al giorno;
- Corsetto a tempo parziale (*Part Time Rigid Bracing*, PTRB): deve essere indossato per 12-18 ore al giorno;

- Corsetto notturno (*Night Time Rigid Bracing*, NTRB): viene utilizzato solamente durante il sonno, quindi per circa 8-10 ore.

La prima categoria permette un controllo continuo nella progressione della curva; ciò viene applicato anche per la seconda tipologia di corsetti, anche se per un minor tempo di ore. Invece il terzo tipo di ortesi sfrutta l'ipercorrezione in posizione supina [3]. L'efficacia di queste tre categorie è stata analizzata in diversi studi, riscontrando un tasso medio di successo superiore al 70% [26]. I busti ortopedici per il trattamento della scoliosi sono dispositivi strutturalmente costituiti da un guscio rigido esterno di materiale termoplastico, elementi di spinta localizzati e sistemi di chiusura regolabili. Tradizionalmente, la loro realizzazione avviene mediante calco in gesso o scansione tridimensionale del tronco, seguite da termoformatura e rifinitura manuale; queste procedure richiedono elevata esperienza tecnica e comportano limitazioni in termini di comfort, igiene e possibilità di modifica. Attualmente, è possibile realizzare busti personalizzati utilizzando tecnologie CAD/CAM per garantire precisione nella modellazione [27]. Il meccanismo maggiormente utilizzato nelle ortesi rigide è il sistema di pressione a tre punti, schematizzato nella figura 1.8: questo principio prevede l'applicazione di una forza principale sul lato convesso della curva e due forze sui lati ed aree adiacenti. In questo modo si genera un momento flettente che tende ad allineare la colonna, permettendo la riduzione della deviazione laterale [28].

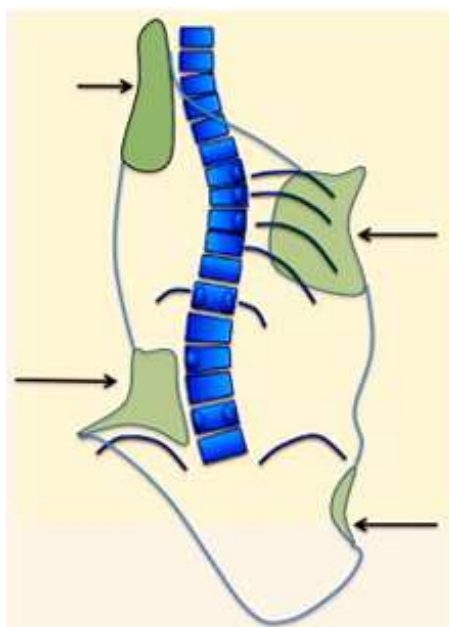


FIGURA 1.8: Rappresentazione del principio di pressione a tre punti [7]

Per constatare l'effettiva validità dei dispositivi ortesici dal punto di vista biomeccanico, negli ultimi anni è stata utilizzata l'analisi agli elementi finiti (FEA). Questo strumento

computazionale si è rivelato fondamentale, in quanto permette di analizzare in modo non invasivo la distribuzione delle differenti sollecitazioni, come quelle interne, le deformazioni vertebrali e l'interazione meccanica tra tronco e dispositivo ortesico [29]. È bene sottolineare che sollecitazioni non si distribuiscono uniformemente, ma possono concentrarsi in corrispondenza di discontinuità geometriche o zone di applicazione dei carichi. Tramite l'ausilio dei metodi agli elementi finiti (FEM), è possibile individuare le zone del corsetto maggiormente sollecitate, consentendo di valutare criticità strutturali e di progettare nuove soluzioni mirate per ridurre il rischio di danneggiamento o rottura del dispositivo. Infatti, la modellazione numerica è efficace per l'analisi e l'ottimizzazione di possibili interventi di rinforzo localizzato.

1.4 Principali modelli di dispositivi ortesici

I primi dispositivi ortesici comparvero alla fine degli anni Quaranta, segnando l'inizio di un processo d'evoluzione tecnologica e biomeccanica che ha portato alle soluzioni attualmente impiegate nella pratica clinica. Di seguito sono riportati i principali modelli di dispositivi ortesici con i quali sono stati riscontrati notevoli risultati sulla gestione della scoliosi.

1.4.1 *Milwaukee Brace*

Il corsetto *Milwaukee* è il primo classificabile come dispositivo ortesico moderno: fu introdotto da Walter Blount nel 1946, descrivendolo come ortesi cervico-toraco-lombo-sacrale rimovibile (CTLSO); era impiegato come metodo di immobilizzazione postoperatoria dopo il trattamento chirurgico della scoliosi neuromuscolare. Questo dispositivo ortesico, mostrato nella figura 1.9, era composto da una cintura pelvica in pelle collegata a una struttura metallica con tre montanti verticali, progettata per limitare la pressione toracica. La barra anteriore, in alluminio, favoriva la radiotrasparenza, mentre quelle posteriori, in acciaio Inox, assicuravano maggiore rigidità. Nelle prime versioni era presente un supporto cervico-mandibolare fisso per la stabilizzazione del capo. Successivamente, la pelle è stata sostituita da materiali termoplastici prefabbricati più facili ed economici da realizzare, come il Polipropilene; ciò permetteva di effettuare uno stampaggio personalizzato per pazienti con notevole obliquità pelvica o deformità spinale atipica. L'obiettivo era applicare delle forze correttive laterali tramite l'ausilio di cuscinetti in corrispondenza dell'apice della deformità e di sfruttare una trazione longitudinale tra bacino e collo. Pur essendo l'ortesi con la più lunga esperienza clinica e con il più alto tasso di successo riportato nell'arrestare la progressione dell'AIS, l'uso del tutore *Milwaukee* è diminuito notevolmente. Uno dei principali motivi dell'abbandono del suo utilizzo è dato dalla presenza di modelli d'ortesi con materiali più leggeri; un'ulteriore

motivazione è legata all'impatto estetico del busto e al disagio fisico dato dal contatto con mento, gola e regione pelvica [8].

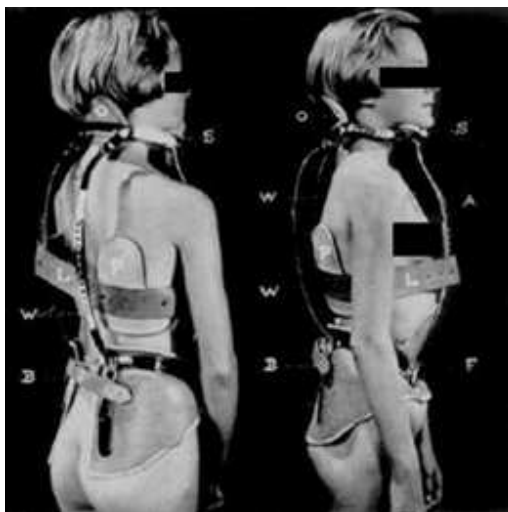


FIGURA 1.9: Corsetto *Milwaukee* [8]

1.4.2 *Wilmington Brace*

Il corsetto *Wilmington* è un'ortesi toraco-lombo-sacrale (TLSO) a basso profilo e rimovibile, progettato nel 1969. Si tratta di un busto realizzato in materiale termoplastico semirigido e modellabile (figura 1.10). La sua realizzazione prevede l'applicazione di un gesso correttivo, ponendo il paziente supino sul telaio di Risser, grazie alla trazione longitudinale e forze manuali laterali. Dopo che si è raggiunta una correzione adeguata, il gesso viene usato come stampo per termoformare il corsetto definitivo. Attualmente, è uno dei dispositivi ortesici maggiormente utilizzati nella pratica clinica. Un suo grande vantaggio rispetto al modello precedentemente descritto è la possibilità di proporre una soluzione terapeutica più accettabile e discreta, soprattutto per pazienti in età adolescenziale [8].

FIGURA 1.10: Corsetto *Wilmington* [8]

1.4.3 *Boston Brace*

Il corsetto *Boston* fu ideato nel 1972: si tratta di un TLSO che, a differenza del *Wilmington*, viene creato con dei moduli prefabbricati di diverse dimensioni e quest'ultimi vengono modificati per adattarli alle deformità del paziente. Questo busto sfrutta forze correttive passive e attive, date rispettivamente dai cuscinetti apicali che agiscono sulla convessità e dalle aree aperte della sovrastruttura sulla concavità adiacenti ai cuscinetti, consentendo una riduzione attiva delle curve. Il sistema del corsetto *Boston* è popolare perché il suo *design* a basso profilo e parzialmente aperto è confortevole e ben tollerato dai pazienti (figura 1.11). La modularità del design richiede meno tempo ed esperienza per l'adattamento ed è più facile da modificare in caso di piccoli aggiustamenti rispetto al corsetto *Wilmington*. Si tratta di uno dei dispositivi più impiegati nel trattamento ortopedico non chirurgico a tempo pieno della scoliosi idiopatica adolescenziale [8]. Recenti studi hanno dimostrato l'efficacia di questo corsetto per pazienti con angolo di Cobb compreso tra 20-40°: esso permette di ridurre notevolmente la necessità di ricorrere alla chirurgia; inoltre, il dispositivo ortesico consente di mantenere la curva al di sotto dei 50° fino al raggiungimento della maturità scheletrica [30].

FIGURA 1.11: Corsetto *Boston* [8]

1.4.4 *Chêneau Brace*

Il busto *Chêneau* è un'ortesi toraco-lombo-sacrale sviluppata negli anni '70; a differenza dei busti simmetrici tradizionali, si basa su un principio di correzione tridimensionale, agendo contemporaneamente sulla deviazione laterale, sulla rotazione vertebrale e sulle alterazioni del profilo sagittale. La sua struttura è realizzata in materiale termoplastico rigido ed è caratterizzata da un'asimmetria che viene personalizzata in base alla curva (figura 1.12). Il sistema correttivo prevede spinte e controspinte associate ad ampie zone di espansione controlaterali, che favoriscono la derotazione e l'espansione toracica anche attraverso la dinamica respiratoria. È indicato principalmente per curve moderate per pazienti in fase di crescita e viene prescritto per utilizzo a tempo pieno. Nelle versioni più moderne, come il *Rigo-Chêneau*, la progettazione si avvale di classificazioni specifiche e tecnologie CAD-CAM per ottimizzare la personalizzazione e l'efficacia correttiva [7].

FIGURA 1.12: Corsetto *Chêneau* [7]

1.4.5 *Charleston Brace*

Il corsetto *Charleston* è un busto notturno che agisce imponendo una flessione laterale supina per ridurre la curva scoliotica [31]. Fu ideato nel 1979 e la sua creazione prevede l'utilizzo di un telaio che massimizza la correzione della curva. Successivamente viene realizzato uno stampo in gesso che mantiene il paziente in una posizione che permette di allungare teoricamente i tessuti molli e scaricare le piastre terminali vertebrali sulla concavità della curva in misura maggiore rispetto a un TLSO tradizionale. Il busto viene fabbricato in materiale plastico rigido per far mantenere la postura corretta (figura 1.13); di conseguenza, un utilizzo del tutore di 8-10 ore è considerato sufficiente [8]. La sua efficacia è stata verificata in numerosi studi, nei quali è stata riscontrata una riduzione della curva principale, associata a un'inversione del carico biomeccanico; queste valutazioni sono state effettuate tramite l'ausilio della modellazione FEM [31].



FIGURA 1.13: Corsetto *Charleston* [8]

1.4.6 *Providence Brace*

Il busto *Providence*, introdotto nel 1992, rientra nella categoria dei corsetti notturni (figura 1.14). Il suo meccanismo d'azione si basa su una combinazione di forze correttive a tre punti con flessione laterale e componente rotazionale. Il dispositivo è stato sviluppato a partire dall'esperienza maturata nella standardizzazione delle radiografie in posizione supina per la pianificazione chirurgica della scoliosi, mediante l'impiego di una tavola di posizionamento in acrilico capace di ottenere un'elevata correzione della curva con minimo disagio per il paziente [8]. Anche per questa tipologia di corsetto notturno, sono stati eseguiti degli studi con l'analisi agli elementi finiti per verificare l'effettivo vantaggio dell'utilizzare un dispositivo ortesico durante il sonno: è stato osservato che, indossandolo, la distribuzione sbilanciata dello *stress* sulle vertebre lombari causata dalle curvature della colonna vertebrale scoliotica può essere in qualche modo compensata [32].

FIGURA 1.14: Corsetto *Providence* [8]

1.4.7 *SpineCore Brace*

Il corsetto *SpineCore* è l'innovazione più recente: fu creato nel 1998 da Charles Rivard e Christine Coillard e si tratta di un'alternativa non rigida. Lo sviluppo del corsetto si basa sulla teoria secondo cui la scoliosi è correlata da tre fattori: disorganizzazione posturale, disfunzione muscolare e crescita spinale non sincronizzata che può portare alla deformazione spinale. Gli ideatori dello *SpineCore* hanno ipotizzato che il movimento controllato della colonna vertebrale nel loro tutore prevenga o addirittura migliori la deformità. L'ortesi, riportata nella figura 1.15 è composta da una base pelvica termoplastica, fasce per coscia e inguine, un bolero di cotone e quattro fasce elastiche correttive di dimensioni variabili. Il posizionamento e il tensionamento delle fasce sono guidati in base alla curva da un sistema software disponibile per assistere il medico durante il processo di adattamento. Si tratta di un corsetto ben tollerato dai pazienti in quanto è meno visibile sotto i vestiti, anche se è richiesto di indossare l'ortesi per 20 ore al giorno. È un dispositivo raccomandato per curve con angolo di Cobb fino a 15° [8].

FIGURA 1.15: Corsetto *SpineCore* [8]

1.5 Problematiche legate all'utilizzo dei busti ortopedici

L'utilizzo dei corsetti, nonostante sia una delle principali soluzioni usate per evitare il peggioramento della scoliosi idiopatica, può causare problematiche di diversa natura, tra cui criticità cliniche e sociali, soprattutto per pazienti in età adolescenziale.

1.5.1 Criticità a livello clinico

L'utilizzo a lungo termine dei dispositivi ortesici può comportare diverse problematiche tra cui dolore e fatica muscolo-scheletrica, difficoltà nel movimento, problemi respiratori, scomodità legata al *design* e al materiale, difficoltà pratiche. Il dolore e la fatica sono riscontrate sia durante le attività quotidiane che nelle ore notturne; l'uso prolungato può essere la causa di queste problematiche. Il busto, inoltre, limitando la mobilità del tronco, può compromettere semplici attività quotidiane; alcune volte possono essere presenti delle difficoltà respiratorie dovute alla compressione del busto. Anche i materiali utilizzati, essendo duri e poco traspiranti, possono causare disagio cutaneo, determinando l'insorgenza di irritazioni cutanee ed aumentando la sudorazione. Infine, molti pazienti riferiscono difficoltà nell'indossare il corsetto in autonomia, soprattutto nel primo periodo di trattamento e ciò può influire sull'efficacia del busto [33].

1.5.2 Criticità a livello sociale

I busti ortopedici sono maggiormente utilizzati da pazienti in età pre-adolescenziale ed adolescenziale, quindi l'utilizzo di questi dispositivi possono peggiorare la qualità di vita dei soggetti che li indossano quotidianamente. Diversi studi hanno evidenziato come la qualità di vita degli adolescenti che utilizzano dispositivi ortesici è influenzata

negativamente dall'entità della curva, dalla percezione della deformità, e dallo stato psicologico dovuto al possibile giudizio da parte di coetanei o altre persone [34].

1.6 Obiettivo del lavoro

Dopo aver introdotto gli aspetti principali della scoliosi e i trattamenti ortesici comunemente adottati, emerge la necessità di individuare soluzioni progettuali che consentano di migliorare le prestazioni dei busti ortopedici, riducendone il peso e aumentando il *comfort* del paziente senza comprometterne la resistenza strutturale. In particolare, risulta fondamentale garantire l'integrità meccanica del dispositivo nelle zone maggiormente sollecitate, limitando il rischio di cedimenti o rotture durante l'utilizzo.

L'obiettivo del presente lavoro di tesi è quello di studiare l'impiego di *patch* di rinforzo di materiale composito applicati a corsetti ortopedici realizzati in PETG, al fine di incrementarne la resistenza meccanica nelle aree critiche. A tal scopo, viene inizialmente presentata una panoramica dei principali materiali polimerici impiegati nella produzione di dispositivi ortesici, con particolare attenzione al PETG, materiale scelto per la realizzazione del busto ortopedico.

Successivamente, vengono introdotti i materiali compositi rinforzati, con un approfondimento maggiore sui fibro-rinforzati e le relative caratteristiche meccaniche, approfondendo gli aspetti teorici necessari alla comprensione del comportamento dei laminati. In secondo luogo, sulla base della teoria classica dei laminati, vengono determinate analiticamente le proprietà meccaniche equivalenti delle configurazioni considerate, al fine di valutare l'influenza dell'orientamento delle fibre e della sequenza di impacchettamento sulle prestazioni strutturali del materiale.

Inoltre, le configurazioni di rinforzo proposte vengono analizzate mediante simulazioni agli elementi finiti sviluppate in ambiente *Ansys APDL*, attraverso le quali viene studiata la risposta meccanica dei *patch* sottoposti a carichi di trazione e flessione.

Infine, i rinforzi in materiale rinforzato vengono realizzati mediante tecnologia di stampa 3D FFF con rinforzo continuo in fibra e sottoposti a prove sperimentali di trazione e flessione a tre punti. Il confronto tra risultati analitici, numerici e sperimentali permette di valutare l'efficacia delle configurazioni progettate e di verificare il potenziale impiego dei rinforzi compositi per il miglioramento delle prestazioni meccaniche dei corsetti ortopedici stampati in 3D.

Capitolo 2

Materiali polimerici per i busti ortopedici

2.1 Metodi di produzione dei dispositivi ortesici

Il processo convenzionale maggiormente impiegato per la produzione di dispositivi ortesici personalizzati si basa sulla realizzazione di uno stampo positivo del paziente, seguito dalle fasi di fresatura e termoformatura del materiale plastico. Lo stampo può essere ottenuto mediante calco in gesso tradizionale oppure attraverso tecniche di scansione 3D con CAD/CAM, che consentono di acquisire la geometria del tronco in formato digitale [35]. Il metodo che impiega il calco in gesso è un processo di progettazione manuale che può essere macchinoso, laborioso e costoso: esso richiede l'applicazione di bendaggi gessati umidi sul busto del paziente per ottenere uno stampo negativo; quest'ultimo verrà riempito per avere uno stampo positivo su cui creare il corsetto [36]. La progettazione tramite CAD/CAM prevede l'acquisizione del modello del torso tramite scansione 3D e la fresatura del modello in modo da ottenere lo stampo positivo [27, 36]. Successivamente avviene la generazione di un file 3D del torace che può essere inviato a una macchina intagliatrice in modo da creare uno stampo positivo in schiuma. In seguito, i fogli di materiale termoplastico d'interesse vengono termoformati sotto vuoto sullo stampo in schiuma per creare la forma del corsetto. Infine, il busto ortopedico è perfezionato manualmente dall'ortotista sulla base di prescrizioni mediche e di misurazioni manuali [36].

I metodi citati, pur essendo molto utilizzati, presentano differenti svantaggi tra cui creazione di materiali di scarto, quantità di lavoro notevole e pesantezza dei dispositivi. Inoltre, visto che la maggioranza dei soggetti che utilizzano i corsetti sono adolescenti, è necessario attuare continue modifiche dei dispositivi, per adattarli nel miglior modo possibile alla forma del torace del paziente. L'utilizzo della tecnologia di stampa 3D è una possibile soluzione a queste problematiche in quanto mostra un grande potenziale per ottenere soluzioni specifiche per il paziente, sostituendo la tradizionale fase di termoformatura utilizzata nella produzione di ortesi. Rispetto alla fabbricazione tradizionale di busti ortopedici su misura, questo metodo può ridurre le operazioni

manuali basate sulle competenze, il consumo di tempo e lo spreco di materiale; ulteriori vantaggi della personalizzazione includono una migliore sistemazione delle variazioni anatomiche interindividuali e minori costi [35]. Per la produzione dei dispositivi ortesici le tecnologie di stampa che possono essere utilizzate sono la FDM (*Fused Deposition Modeling*) e la FFF (*Filament Fused Fabrication*): queste due categorie di stampanti consentono l'utilizzo di materiali polimerici quali PLA e PETG. I vantaggi principali nell'uso dei polimeri riguardano la loro resistenza nel tempo, una eccellente biocompatibilità e *comfort* termoigrometrico [37]. Inoltre, i materiali polimerici permettono la fabbricazione di dispositivi ortesici più leggeri, confortevoli e personalizzabili, consentendo una maggiore aderenza del busto ortopedico al torace del paziente [38].

2.2 Descrizione generale sui materiali polimerici

I polimeri sono materiali fondamentali nell'ambito biomedico, in quanto impiegati per numerose applicazioni tra cui la produzione di busti ortopedici. Il successo di questa categoria di materiali è dato dalla loro leggerezza, inerzia chimica e dalla disponibilità di processi di trasformazione diversi. Oltretutto, i polimeri sono biocompatibili ed hanno proprietà fisiche e meccaniche programmabili in base a come vengono lavorati. Dal punto di vista chimico, un polimero è una macromolecola ad alto peso molecolare formata dal susseguirsi di un'unità ripetente derivante da monomeri, i quali formano una catena complessa ottenuta tramite polimerizzazione. I polimeri possono essere distinti in termoplastici, termoindurenti ed elastomeri in funzione della loro struttura molecolare e dal comportamento al variare della temperatura. I termoplastici, costituiti da catene lineari o ramificate, possono essere rammolliti e rimodellati più volte mediante riscaldamento, mentre i termoindurenti presentano una struttura reticolata permanente che impedisce la rifusione del materiale dopo l'indurimento; gli elastomeri hanno proprietà tipiche delle gomme naturali che consentono loro di deformarsi in modo significativo e di ritornare alla configurazione iniziale dopo aver terminato la sollecitazione [39]. I polimeri sono anche suddivisibili in amorfi, cristallini e semicristallini. Nei polimeri amorfi le catene sono disposte in modo casuale e disordinato, senza una struttura periodica definita; tale configurazione determina generalmente un comportamento più isotropo e l'assenza di una temperatura di fusione netta, mentre è presente una temperatura di transizione vetrosa (T_g). I polimeri cristallini presentano elevata rigidità e rottura fragile, dovuta all'organizzazione precisa ed ordinata delle loro catene, che si ripiegano a formare lamelle, le quali a loro volta si dispongono sulle tre dimensioni a formare lo sferulite. Nei polimeri semicristallini coesistono regioni amorphe e regioni parzialmente

ordinate, dette cristalline, in cui le catene risultano impacchettate in modo più regolare (figura 2.1). La fase amorfa è caratterizzata dalla temperatura di transizione vetrosa (T_g), mentre la fase cristallina è caratterizzata dalla temperatura di fusione (T_m), rappresentativa di un passaggio da uno stato ordinato ad uno stato disordinato altamente viscoso. Il grado di cristallinità, espresso in percentuale, influenza in modo significativo le proprietà meccaniche e termiche del materiale: all'aumentare della cristallinità si osservano generalmente un incremento della rigidità, della resistenza meccanica e della temperatura di fusione (T_m), a fronte di una minore duttilità. È importante sottolineare che i polimeri non risultano mai completamente cristallini, ma presentano sempre una struttura mista. Questa distinzione è fondamentale nella scelta dei materiali per applicazioni strutturali, in quanto incide direttamente sul comportamento sotto carico e sulla risposta termo-meccanica del componente [39].

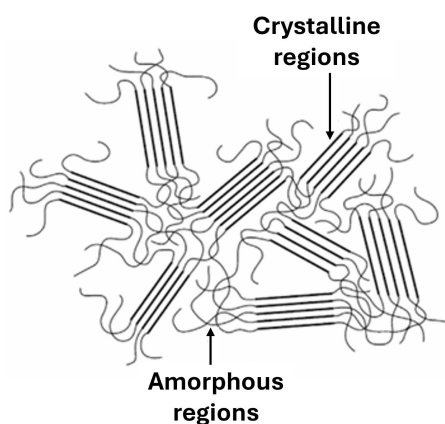


FIGURA 2.1: Rappresentazione delle regioni amorfe e cristalline di un polimero semicristallino tratta da [9]

2.3 Materiali polimerici per busti ortopedici

La realizzazione dei busti ortopedici con materiali polimerici adeguati consente la fabbricazione di corsetti personalizzati, con la possibilità di adattarli alla specifica deformità scoliotica e alle esigenze anatomiche del paziente, il rispetto di precisi requisiti meccanici e funzionali. In particolare, il materiale impiegato deve presentare una densità limitata, al fine di ridurre il peso complessivo del corsetto e favorire il *comfort* del paziente, il quale deve indossarlo per molte ore al giorno [3]. Dal punto di vista delle sollecitazioni meccaniche, come trazione, compressione e taglio, è necessario assicurare un'adeguata resistenza ed evitare deformazioni permanenti o cedimenti che potrebbero compromettere l'efficacia correttiva. È fondamentale garantire una sufficiente resistenza agli urti, in modo da preservare l'integrità del dispositivo. Inoltre, i materiali usati devono essere idonei alla termoformatura che permette di ottenere geometrie ergonomiche e,

conseguentemente, una corretta adesione al torace del paziente. L'ultimo aspetto rilevante è rappresentato dalla biocompatibilità dei materiali, che essendo a contatto con la pelle, non devono indurre reazioni avverse.

2.3.1 Materiali polimerici maggiormente impiegati

I polimeri utilizzati nella produzione dei busti ortopedici che rispettano queste caratteristiche sono il Polipropilene (PP), il Polietilene (PE), l'Acrilnitrile Butadiene Stirene (ABS), l'Acido polilattico (PLA) e il Polietilene Tereftalato Glicolato (PETG). Il PP e il PE sono utilizzati nella produzione di corsetti con metodi tradizionali; l'ABS, il PLA e il PETG sono materiali impiegati nella creazione di busti mediante la tecnologia di stampa FDM.

Polipropilene (PP)

Il polipropilene (PP) è un polimero termoplastico semicristallino appartenente alla famiglia delle poliolefine, ampiamente utilizzato in ambito biomedicale [40]. È caratterizzato da una densità ridotta, pari a circa 0.90 g/cm^3 , che lo rende uno dei polimeri strutturali più leggeri disponibili, qualità particolarmente vantaggiosa nella realizzazione di corsetti. La temperatura con cui il materiale viene lavorato influisce notevolmente sulle sue proprietà meccaniche. Essendo un polimero semicristallino è caratterizzato da una temperatura di fusione di circa 170°C e da una temperatura di transizione vetrosa molto bassa, molto vicina ai -10°C . Dal punto di vista meccanico, il polipropilene ha una resistenza a trazione fino a 30-40 MPa, un modulo elastico compreso tra 1.5 e 2 GPa ed un allungamento a rottura superiore al 300% [39, 40].

Polietilene (PE)

Il polietilene è un polimero termoplastico che si ottiene tramite la polimerizzazione dell'etile. Anche questo materiale è adatto alla produzione di dispositivi ortesici in quanto è biocompatibile ed inoltre ha una elevata resistenza all'usura [39]. In base al peso molecolare e al livello di ramificazione si distinguono varie tipologie, tra cui le più comuni sono il *low density polyethylene* (LDPE), il *high density polyethylene* (HDPE) e l'*ultra-high molecular weight polyethylene* (UHMWPE), ciascuna caratterizzata da differenti proprietà meccaniche e applicative [41]. La densità del PE varia generalmente tra 0.91 e 0.97 g/cm^3 , mentre la temperatura di transizione vetrosa è particolarmente bassa, compresa tra -130 e -100°C , condizione che garantisce elevata duttilità e comportamento tenace a temperatura ambiente. La temperatura di fusione si colloca indicativamente tra 110 - 135°C , aumentando con il grado di cristallinità. Dal punto di vista meccanico,

il materiale presenta una resistenza a trazione variabile in funzione della tipologia considerata: valori compresi tra 5 e 25 MPa per l'LDPE e fino a 40–45 MPa per l'HDPE, con un modulo elastico che può variare tra 0.2 e 4 GPa [42]. L'allungamento a rottura può superare il 500%, evidenziando una marcata capacità di deformazione plastica prima della frattura [39].

Acrilonitrile Butadiene Stirene (ABS)

L'acrilonitrile butadiene stirene è un termopolimero amorfo con una buona resistenza meccanica, al calore, agli agenti chimici e all'umidità [43, 44]. È un copolimero composto da tre monomeri, ovvero l'acrilonitrile, il butadiene e lo stirene. Ognuno di essi dà al materiale diverse proprietà uniche: l'acrilonitrile fornisce resistenza chimica e stabilità termica, il butadiene aggiunge tenacità e resistenza agli urti, mentre lo stirene dà rigidità e una finitura superficiale liscia. L'ABS presenta un modulo elastico intorno a 2.3 GPa, una resistenza a trazione di 40-45 MPa e allungamento a rottura al 40%. Essendo un polimero amorfo è caratterizzato solo da una temperatura di transizione vetrosa che si aggira attorno ai 10°C [45, 46].

Acido polilattico (PLA)

L'acido polilattico (PLA) è un polimero termoplastico biodegradabile ottenuto da risorse rinnovabili come amido di mais. Il PLA è tipicamente semicristallino, ma può essere anche in forma amorfa. In condizioni ottimali, il materiale ha un modulo elastico nell'ordine di 2–3.5 GPa, una resistenza a trazione superiore a 50–60 MPa e un allungamento a rottura relativamente basso rispetto ad altri termoplastici, riflettendo un comportamento prevalentemente fragile; la transizione vetrosa si colloca intorno a 55–65 °C mentre la temperatura di fusione è tra 150 e 180 °C [46, 47].

Polietilene Tereftalato Glicolato (PETG)

Il polietilene tereftalato glicolato (PETG) è un polimero amorfo molto utilizzato nell'ambito biomedico, in particolare per la produzione di busti ortopedici, in quanto è caratterizzato da buone proprietà meccaniche, termiche e reologiche. I busti realizzati con questo polimero sono leggeri, resistenti e personalizzabili [37]. Si tratta di un copoliestere aromatico alifatico appartenente alla famiglia dei polietilene tereftalati (PET) che è ottenuto mediante la copolimerizzazione del monomero di base, acido tereftalico (TPA), con etilenglicole (EG) e una percentuale variabile di 1,4-cicloesanedimetanolo (CHDM), un diolo ciclico; l'aggiunta di quest'ultimo composto modifica la struttura chimica del polimero. La presenza del glicole introduce ramificazioni e irregolarità nella

catena polimerica, impedendo l'allineamento ordinato delle molecole e quindi riducendo il grado di cristallinità, conferendo al polimero una struttura altamente amorfa. Tale disordine, però, conferisce al PETG una maggiore resistenza agli impatti, una migliore flessibilità e una più facile lavorabilità rispetto al PET, pur mantenendo una buona rigidità e trasparenza ottica. Queste modifiche chimiche influenzano particolarmente le proprietà meccaniche e termiche del materiale [48].

Il PETG ha una densità media pari a 1.27 g/cm^3 , presenta una resistenza a trazione compresa tra i 40 e i 60 MPa, un modulo elastico dell'ordine di 2 GPa e una buona capacità di deformazione plastica prima della rottura. Queste caratteristiche meccaniche lo rendono adatto alla realizzazione di dispositivi resistenti ma flessibili, capaci di adattarsi alle geometrie anatomiche complesse senza compromettere l'integrità strutturale. La tenacità agli urti risulta elevata grazie alla natura amorfa del materiale [37, 48]. Questo polimero è caratterizzato da una temperatura di transizione vetrosa intorno agli 80°C , valore oltre il quale il materiale passa da uno stato rigido vetroso a uno stato più duttile e deformabile. Il PETG, essendo un polimero amorfo, non possiede un punto di fusione netto come invece accade per i semicristallini; tuttavia, in condizioni di riscaldamento elevate può essere individuato un intervallo di rammollimento o fusione apparente, generalmente compreso tra 230°C e 250°C . A temperature superiori si osservano fenomeni di degradazione termica, associati alla scissione delle catene polimeriche e alla conseguente riduzione delle proprietà meccaniche e della stabilità del materiale [46]. Non presentando una transizione termica ben definita per la cristallizzazione, potrebbero verificarsi delle cristallizzazioni a freddo che potrebbero indurre maggiore fragilità al PETG [49].

Il PETG è adatto alla lavorazione con la stampa 3D tramite la tecnologia FDM/FFF. Questo polimero richiede una temperatura dell'estrusore di $220\text{-}250^\circ\text{C}$ e piatto riscaldato tra 70 e 80°C , senza necessità di una camera riscaldata [50]. Altri metodi di lavorazione utilizzati per questo materiale sono la termoformatura, fresatura, foratura e saldatura. L'utilizzo della termoformatura è fondamentale per modellare il polimero sul corpo del paziente per la realizzazione di dispositivi personalizzati.

2.3.2 Considerazioni sui materiali polimerici descritti

Ognuno dei materiali polimerici presenta caratteristiche differenti che li rendono adatti alla produzione dei dispositivi ortesici. Le proprietà meccaniche sono strettamente correlate alla loro struttura molecolare e al grado di cristallinità: i materiali semicristallini, quali PP e PE, presentano un intervallo di proprietà più ampio, legato alle diverse densità e morfologie possibili, mentre i polimeri amorfi, come ABS e PETG, mostrano valori più stabili e generalmente intermedi in termini di rigidità. Il PLA evidenzia il

modulo elastico più elevato, suggerendo una maggiore rigidità strutturale rispetto agli altri materiali considerati, a fronte però di un comportamento più fragile. Da questo confronto si deduce che il PETG può essere una buona soluzione per la realizzazione di busti ortopedici in quanto ha buone proprietà meccaniche, termiche ed è facilmente lavorabile. Nella tabella 2.1 sono riassunte le principali proprietà dei materiali polimerici descritti.

	PP	PE	ABS	PLA	PETG
Densità [g/cm ³]	0.9	0.91/0.97	1.04	1.25	1.27
Tg [°C]	-10	-130/-100	10	55-56	80
Tm [°C]	170	110-135	-	150-180	-
Modulo elastico [GPa]	1.5-25	0.2-4	2.3	2-3.5	2
Resistenza a trazione [MPa]	30-40	5-45	40-45	50-60	40-60
Cristallinità	Semicristallino	Semicristallino	Amorfo	Entrambi	Amorfo

TABELLA 2.1: Proprietà termiche e meccaniche dei materiali polimerici descritti

2.4 Criticità nei busti ortopedici prodotti con la stampa 3D

La realizzazione di busti ortopedici tramite la stampa 3D è un'innovazione che pur avendo innumerevoli vantaggi, tra cui un elevato grado di personalizzazione del dispositivo, una riduzione dei tempi di produzione e una maggiore libertà progettuale, presenta diverse criticità. Una di queste è la scelta del materiale più idoneo per la produzione dei corsetti, poiché il dispositivo ortesico deve garantire un adeguato equilibrio tra rigidità strutturale, leggerezza e comfort per il paziente. È fondamentale conoscere nel dettaglio le prestazioni meccaniche dei materiali impiegati, in quanto le loro caratteristiche fisico-meccaniche influenzano in modo diretto le prestazioni del corsetto. Una rigidità insufficiente può determinare deformazioni e perdita di efficacia terapeutica, mentre un'eccessiva rigidità può compromettere il comfort e l'aderenza al corpo del paziente. Inoltre, le proprietà termiche e la sensibilità alle sollecitazioni meccaniche incidono sulla stabilità dimensionale e sulla durabilità del dispositivo [37].

Lo studio comparativo condotto da *Ronca et al.* ha messo in evidenza le differenti prestazioni meccaniche e tecnologiche dei principali materiali termoplastici impiegati per la produzione additiva di busti ortopedici, nello specifico PLA e PETG, sottolineando come la scelta del materiale rappresenti un compromesso tra rigidità, resistenza, leggerezza, lavorabilità e comfort del paziente [37].

Un ulteriore elemento critico è rappresentato dalla natura dei manufatti ottenuti mediante tecnologie additive, le cui proprietà meccaniche dipendono fortemente dai parametri di processo e dall'orientamento di stampa. Tale aspetto può favorire l'insorgenza di concentrazioni di tensione in specifiche aree del corsetto.

Nell'ambito di precedenti lavori di tesi sono stati eseguiti dei test statici per verificare le principali criticità meccaniche dei corsetti realizzati con materiali polimerici. È stata effettuata una valutazione quantitativa delle modalità e delle zone di rottura più ricorrenti. Le criticità sono emerse prevalentemente nell'area sottoascellare, in particolare quando il carico veniva applicato nella regione anteriore del corsetto con direzione dall'interno verso l'esterno [51]. In altri studi si è valutato se fosse necessario realizzare il corsetto interamente con materiali rinforzati, ma questo comporta alti costi di produzione [37].

Ciò necessita l'individuazione di soluzioni progettuali che consentano di garantire un adeguato livello di sicurezza strutturale intervenendo in modo mirato nelle zone maggiormente sollecitate, mantenendo al contempo leggerezza, comfort e sostenibilità economica. Una possibile soluzione prevede l'utilizzo di *patch* in materiale rinforzato, realizzati tramite la tecnologia di stampa FFF: questi cerotti possono essere posizionati nelle zone tipiche di rottura, per rendere il dispositivo più resistente senza intaccare la leggerezza totale del corsetto [51, 52].

Capitolo 3

Materiali rinforzati

Come accennato nel capitolo precedente, il busto ortopedico presenta delle zone particolarmente soggette a danneggiamento e a fenomeni di rottura; di conseguenza l'utilizzo di materiali compositi, detti anche rinforzati, può essere utile per aumentare la resistenza dei dispositivi ortesici realizzati in materiale termoplastico. Infatti, lo studio e la corretta progettazione di tali materiali compositi consentono di sfruttarne le proprietà fisico-meccaniche anche in ambito biomedico, dove la necessità è quella di ottenere dispositivi leggeri e resistenti. Per questo motivo verranno introdotti i materiali rinforzati, le loro varie classificazioni e possibili applicazioni nella tecnologia di stampa 3D.

3.1 Introduzione ai materiali rinforzati

I compositi sono materiali innovativi che possono essere utilizzati in diversi ambiti tra cui il settore meccanico, edile, aerospaziale, automobilistico, biomedico e navale [10]. Per materiale composito si intende un materiale ottenuto dalla combinazione di due o più fasi costituenti, tra le quali è presente un'interfaccia riconoscibile. Tali fasi risultano chimicamente distinte e possiedono proprietà fisiche e meccaniche differenti, la cui combinazione consente di ottenere prestazioni complessive superiori rispetto a quelle dei singoli componenti considerati separatamente [53].

Le proprietà fisico-meccaniche dei materiali compositi sono strettamente legate alle caratteristiche dei singoli componenti come la loro concentrazione, forma, dimensione, distribuzione ed orientamento. In generale la concentrazione X_i degli n componenti che costituiscono il materiale è solitamente il principale parametro da cui dipendono le caratteristiche del composito. Per quanto riguarda il legame tra le proprietà del composito e dei suoi costituenti, nella maggior parte dei casi la generica proprietà del composito P_c , è data dalla media pesata $P_{c,mp}$, secondo le concentrazioni in volume e in peso delle corrispondenti proprietà dei materiali presenti. Ad esempio, per un composto bicomponente (rinforzo e matrice), si ha in molti casi:

$$P_c = P_{c,mp} = \frac{P_r X_r + P_m X_m}{X_r + X_m} \quad (3.1)$$

Avendo indicato con $X_i (i = r, m)$ la concentrazione in peso o in volume di rinforzo

(r) e matrice (m), la relazione (3.1) è indicata come "Regola delle miscele" [53]. La distribuzione della concentrazione dei componenti è un aspetto fondamentale perché definisce la qualità di un materiale composito: maggiore è la regolarità della disposizione, migliori saranno le sue proprietà meccaniche. Altrettanto importante è l'orientamento della fase discontinua, ovvero del rinforzo, che influenza l'anisotropia del composito; infatti, se la fase discontinua ha un orientamento fisso, il composito esibisce un comportamento anisotropo, in quanto le caratteristiche fisico-meccaniche dipendono dalla direzione considerata [53, 54].

Il metodo di classificazione maggiormente utilizzato per i materiali compositi è il meccanismo di resistenza strettamente correlato alla forma e all'orientamento del rinforzo [53]. Questi materiali si suddividono in tre categorie:

- fibro-rinforzati, caratterizzati da una singola lamina fibro-rinforzata o da più lamine eguali variamente orientate (laminati); un ulteriore parametro di classificazione è la continuità della fibra [10].
- Rinforzati con particelle con orientamento casuale un orientamento preferenziale [53].
- Stampati in fogli (SMC), realizzati unendo strati omogenei di materiali mediante un processo di stampaggio a compressione per formare laminati compositi non omogenei [54].

Nella figura 3.1 viene riportato in modo schematico ciò che è stato descritto precedentemente.

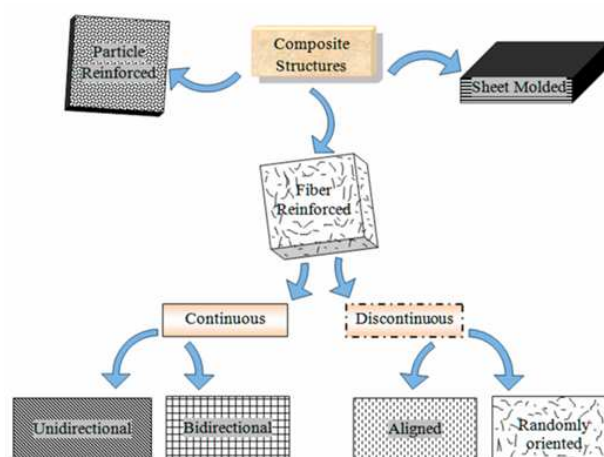


FIGURA 3.1: Classificazione generale dei compositi [10]

Per quanto riguarda il lavoro presentato è necessario soffermarsi maggiormente sui materiali compositi fibro-rinforzati.

3.2 Materiali compositi fibro-rinforzati

I materiali compositi rinforzati con fibre sono costituiti da fibre ad elevate proprietà meccaniche incorporate all'interno di una matrice, con interfacce tra le due fasi chiaramente definite. In questa configurazione, fibre e matrice mantengono le rispettive caratteristiche fisiche e chimiche, dando origine a un materiale con proprietà superiori rispetto ai singoli componenti. Le fibre costituiscono l'elemento resistente principale e conferiscono al composito elevata rigidità e resistenza, mentre la matrice svolge funzioni essenziali di supporto, mantenendo le fibre nella posizione desiderata, trasferendo il carico e proteggendole da danni meccanici e ambientali. L'ampio utilizzo dei compositi fibrosi è dovuto principalmente all'elevato rapporto resistenza/peso e rigidità/peso, oltre alla possibilità di modulare il grado di anisotropia variando concentrazione e orientamento delle fibre. La matrice, pur non costituendo il principale elemento resistente, svolge un ruolo fondamentale all'interno del composito: mantiene le fibre nella posizione e nell'orientamento desiderati, trasferisce il carico esterno alle fibre e le protegge sia da danni derivanti da azioni meccaniche dirette sia da fattori ambientali. La struttura base di un composito è la lamina, detta *ply*, costituita da uno strato sottile di matrice e fibre, con spessore generalmente compreso tra 0.1 e 1 mm. Le fibre possono essere continue oppure discontinue: le prime garantiscono maggiori valori di rigidità e resistenza, mentre le seconde, soprattutto se orientate casualmente, consentono proprietà più uniformi nel piano del materiale. Nel caso di fibre continue, queste possono essere disposte secondo configurazioni unidirezionali, bidirezionali o multidirezionali. Nei laminati unidirezionali il materiale presenta massime proprietà meccaniche lungo la direzione delle fibre, mentre le configurazioni bidirezionali e multidirezionali permettono di modulare il comportamento meccanico in più direzioni. La configurazione più diffusa nelle applicazioni strutturali è il laminato, ottenuto mediante la sovrapposizione di più lamine secondo specifiche sequenze di impilamento; l'orientamento delle fibre e la disposizione degli strati consentono di ottenere un'ampia gamma di proprietà meccaniche del componente finale [53, 54]. Nella figura 3.2 è riportato un esempio di una possibile struttura di un laminato costituito da più *layer* con orientamenti delle fibre differenti.

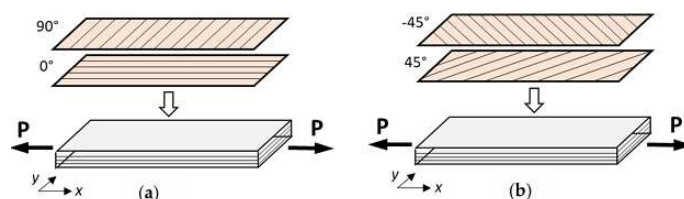


FIGURA 3.2: Esempio di due laminati semplici soggetti a una sollecitazione meccanica [11]

Dopo aver descritto in generale le caratteristiche di questi materiali si può entrare nel dettaglio sugli elementi che li costituiscono.

3.2.1 Fibre

Le fibre di rinforzo possono essere classificate in base a diversi criteri, tra cui origine del materiale, lunghezza e orientamento.

La prima classificazione comprende le fibre sintetiche che sono tra le più utilizzate nei compositi strutturali grazie alle loro elevate proprietà meccaniche; ne fanno parte le fibre di carbonio, di vetro e le aramidiche (Kevlar). La seconda classificazione permette di distinguere le fibre continue, le quali si estendono lungo tutta la direzione del rinforzo e garantiscono maggiore resistenza, rigidità e migliore trasferimento del carico; le fibre discontinue o corte sono disperse nella matrice e possono essere sia orientate che distribuite casualmente, ma presentano proprietà inferiori rispetto alle fibre continue. La terza categoria comprende le fibre unidirezionali, bidirezionali e multidirezionali. Le prime sono orientate nella stessa direzione, determinando massima rigidità, resistenza longitudinale e minore resistenza trasversale; nel secondo caso le fibre sono disposte in due direzioni. Le fibre con orientamento multidirezionali sono le più comuni [10].

Le fibre maggiormente usate nella produzione dei materiali compositi a matrice polimerica sono di tre tipi: fibre di vetro (*glass*), carbonio (*carbon*) e di Kevlar.

Fibre di vetro

Le fibre di vetro sono tra le più diffuse tra tutte le fibre di rinforzo per i compositi a matrice polimerica (PMC). I principali vantaggi delle fibre di vetro sono il basso costo, l'elevata resistenza alla trazione, l'elevata resistenza chimica e le eccellenti proprietà isolanti. Gli svantaggi sono il modulo di elasticità relativamente basso, l'alta densità tra le fibre commerciali e la sensibilità all'abrasione durante la manipolazione (che spesso ne riduce la resistenza alla trazione), la resistenza alla fatica relativamente bassa e l'elevata durezza, che causa l'usura eccessiva degli stampi e degli utensili da taglio [54].

Fibre di carbonio

Le fibre di carbonio sono molto versatili, grazie ai loro rapporti resistenza/peso e rigidità/peso estremamente elevati, al coefficiente di espansione termica lineare molto basso, l'elevata resistenza alla fatica e l'elevata conducibilità termica. Inoltre, sono chimicamente inerti, elettricamente conduttive e infusibili. La rigidità e il modulo di elasticità delle fibre di carbonio possono variare da quello del vetro a tre volte quello dell'acciaio; il modulo elastico può variare da 207 GPa nella fascia bassa, fino a 1035 GPa.

In generale, le fibre a basso modulo hanno densità inferiore, costo inferiore, resistenza alla trazione e alla compressione più elevate e deformazioni di rottura maggiori rispetto alle fibre ad alto modulo. Gli svantaggi delle fibre di carbonio sono la bassa resistenza alla deformazione fino alla rottura, la scarsa resistenza agli urti e l'elevata conduttività elettrica [54, 55].

Fibre di Kevlar

Le fibre di Kevlar sono fibre aramidiche a base di poliparafenilene tereftalamide (PPTA) con una struttura molecolare rigida. Esse sono spesso utilizzate per applicazioni composite ad alte prestazioni in cui leggerezza, elevata resistenza e rigidità, resistenza ai danni e resistenza alla fatica sono di fondamentale importanza. Le fibre aramidiche sono spesso impiegate in quelle applicazioni che richiedono elevata resistenza e peso ridotto insieme ad un'elevata resistenza agli urti [55].

3.2.2 Matrici

Una buona matrice deve avere una buona resistenza meccanica, agli scorrimenti fibra matrice, agli agenti atmosferici ed alla corrosione. Esse si possono suddividere considerando la tipologia di materiale con il quale sono costituite e si possono distinguere in:

- Compositi a matrice polimerica (PMC, *Polymeric-Matrix Composites*);
- Compositi a matrice metallica (MMC, *Metal-Matrix Composites*);
- Compositi a matrice ceramica (CMC, *Ceramic-Matrix Composites*).

I compositi maggiormente utilizzati sono quelli con la matrice polimerica, solitamente costituita da resine termoindurenti oppure da resine termoplastiche.

Matrici termoindurenti

Le matrici con resine termoindurenti presentano una reticolazione irreversibile ed una volta indurite non possono essere modellate nuovamente. Il processo di polimerizzazione per le resine termoindurenti avviene per poliaddizione, formando catene partendo da un monomero, il quale si legherà agli altri grazie all'ausilio di un induttore; si tratta di un processo che avviene con la produzione di calore [53].

Le principali resine termoindurenti sono suddivise nelle seguenti categorie: epossidiche, di poliestere e polimmidiche.

Le resine epossidiche hanno una buona resistenza meccanica e chimica, una buona compatibilità diverse tipologie di materiali, permettono di ottenere un ottimo legame

fibra-matrice; i lati negativi di queste resine sono la viscosità relativamente elevata, costo relativamente elevato, bassa temperatura critica [54].

Le resine di poliestere sono costituite da un poliestere non saturato disciolto in un monomero reagente come lo stirene ed è molto utilizzato per la realizzazione di compositi con fibre di vetro, carbonio o aramide. Hanno un basso costo, bassa viscosità e proprietà fisico-meccaniche variabili e adattabili alle esigenze. Gli svantaggi del poliestere riguardano il debole legame tra fibra-matrice, la fragilità alle sollecitazioni al taglio, punto di ritiro elevato e temperatura massima si esercizio abbastanza bassa [53].

Le resine poliimmidiche si ottengono mediante polimerizzazione per addizione di immidi monomeriche o oligomeriche liquide le quali formano una struttura reticolata e infusibile. Tuttavia, questi materiali sono intrinsecamente molto fragili a causa della loro struttura molecolare densamente reticolata. Di conseguenza, i loro compositi sono soggetti a microfratture eccessive. Un metodo utile per ridurre la fragilità senza comprometterne la resistenza al calore consiste nel combinarli con una o più poliimmidi termoplastiche tenaci [54].

Matrici termoplastiche

Le matrici termoplastiche hanno buone proprietà meccaniche, elevata tenacità e possibilità di rilavorazione. A differenza delle matrici termoindurenti, i materiali termoplastici possono essere fusi e riformati più volte mediante riscaldamento senza subire modifiche irreversibili della struttura chimica, consentendo processi produttivi più rapidi e una maggiore riciclabilità. Tra le matrici termoplastiche maggiormente utilizzate rientra il PEEK (*polyetheretherketone*), considerato uno dei materiali più performanti per applicazioni strutturali grazie all'elevata resistenza meccanica, alla buona tenacità e all'eccellente stabilità termica e chimica. Il PPS (*polyphenylene sulfide*) è caratterizzato da elevata resistenza chimica e buone prestazioni alle alte temperature, risultando particolarmente adatto per applicazioni in ambienti aggressivi. Un altro materiale impiegato è il PSUL (*polysulfone*), resina amorfa che presenta elevata formabilità, buona stabilità dimensionale e resistenza in ambienti umidi e ad alta temperatura. Tra le matrici termoplastiche ad alte prestazioni rientrano inoltre il PEI (*polyetherimide*), caratterizzato da elevata temperatura di transizione vetrosa e buona stabilità termica, e il PAI (*polyamide-imide*), che presenta proprietà analoghe e buona resistenza meccanica. Un ulteriore vantaggio delle matrici termoplastiche è rappresentato dalla possibilità di assemblaggio mediante processi di saldatura locale, ottenuti attraverso il riscaldamento controllato delle superfici da unire e l'applicazione di pressione, semplificando così la produzione e l'integrazione dei componenti compositi [53].

3.3 Materiali rinforzati utilizzati nella stampa 3D

La stampa tridimensionale (3DP) è una tecnologia che consente di creare una grande varietà di oggetti con ampia flessibilità progettuale attraverso la stratificazione sequenziale. Le applicazioni più diffuse della tecnologia 3DP si trovano nei settori automobilistico, aerospaziale, edile, metallurgico e delle leghe, elettronico e biomedico [56]. Attualmente, si ha la possibilità di utilizzare fibre come rinforzo nella resina plastica dei modelli stampati in 3D a dei compositi stampati in 3D [16]. L'impiego di materiali compositi rinforzati ha assunto un ruolo sempre più rilevante grazie alla possibilità di incrementare le prestazioni meccaniche dei componenti stampati mantenendo al contempo i vantaggi tipici delle tecnologie additive, quali elevata libertà geometrica, personalizzazione e riduzione degli scarti di materiale. In particolare, i compositi rinforzati con fibre vengono ampiamente utilizzati nelle tecnologie di stampa 3D per migliorare proprietà quali resistenza meccanica, rigidità, stabilità dimensionale e comportamento a fatica rispetto ai polimeri non rinforzati [56].

Le fibre di rinforzo maggiormente utilizzate nella stampa 3D possono essere suddivise in fibre sintetiche e fibre naturali. Le fibre sintetiche rappresentano la soluzione più diffusa nelle applicazioni strutturali e comprendono principalmente fibre di vetro, fibre di carbonio e fibre di Kevlar. Le fibre di vetro risultano particolarmente apprezzate per il buon compromesso tra costo e proprietà meccaniche, oltre che per la loro resistenza chimica e termica. Le fibre di carbonio, invece, trovano largo impiego grazie all'elevata rigidità specifica e al basso peso, rendendole particolarmente adatte ad applicazioni nei settori aerospaziale, automobilistico e biomedicale. Il Kevlar presenta invece elevata tenacità e resistenza agli urti [10, 56]. Dal punto di vista della geometria del rinforzo, nella stampa 3D vengono impiegate le fibre discontinue e fibre continue. Le fibre discontinue o corte risultano più semplici da processare poiché vengono disperse direttamente nella matrice polimerica; tuttavia, presentano proprietà meccaniche inferiori rispetto ai sistemi con fibre continue. Queste ultime garantiscono un migliore trasferimento del carico e consentono incrementi significativi delle proprietà meccaniche del componente stampato, motivo per cui rappresentano una delle principali direzioni di sviluppo della produzione additiva di compositi. È stato inoltre osservato che fibre di maggiore lunghezza determinano un incremento della resistenza e della rigidità grazie a una migliore interazione all'interfaccia fibra–matrice e a una più efficiente distribuzione dei carichi [56]. Un ulteriore aspetto di rilievo nella stampa 3D di compositi è la possibilità di controllare contenuto volumetrico, orientamento e distribuzione delle fibre durante il processo di deposizione, consentendo di ottenere componenti con proprietà anisotrope e rinforzi localizzati nelle zone maggiormente sollecitate [57].

Per quanto riguarda le matrici, quelle maggiormente impiegate nei processi di stampa FFF sono costituite da materiali termoplastici, tra cui ABS, PLA, nylon, polipropilene (PP), Onyx, oltre a polimeri ad alte prestazioni come Ultem e PEEK, utilizzati quando sono richieste elevate proprietà termiche e meccaniche [16, 56].

Quindi, la produzione additiva è particolarmente interessante per applicazioni strutturali e biomedicali, nelle quali è richiesta la progettazione di componenti personalizzati con prestazioni meccaniche ottimizzate [57].

Capitolo 4

Approccio analitico per i materiali di rinforzo e il PETG

L'obiettivo di questo capitolo è di descrivere l'approccio analitico per i materiali di rinforzo e PETG, necessari per valutare le loro proprietà meccaniche. Questo passaggio è fondamentale in quanto serve a determinare il comportamento globale del laminato.

Per caratterizzare il comportamento globale della struttura stratificata, è necessario determinare le proprietà elastiche equivalenti del laminato composito. In particolare, la conoscenza delle proprietà equivalenti del laminato permette di sviluppare soluzioni in grado di garantire un'elevata resistenza meccanica contenendo al contempo il peso complessivo del dispositivo, mediante un opportuno posizionamento dei rinforzi nelle zone maggiormente sollecitate.

Prima di procedere con le simulazioni numeriche e la realizzazione dei *patch*, risulta utile effettuare un'analisi analitica preliminare finalizzata alla stima delle principali proprietà meccaniche del materiale composito. Tale analisi consente di determinare le proprietà elastiche sia dei singoli costituenti sia del laminato nel suo complesso, oltre a fornire una valutazione delle relative resistenze caratteristiche. I risultati ottenuti costituiscono un importante riferimento per la validazione dei modelli numerici e permettono di individuare eventuali differenze tra le previsioni teoriche e il comportamento stimato mediante simulazione.

I materiali di cui verranno calcolate le proprietà elastiche sono l'Onyx, la lamina composita fibra/matrice e il PETG.

L'Onyx è la matrice composta da nylon rinforzato con fibre di carbonio corte con comportamento quasi-isotropo. Per l'obiettivo della presente tesi, viene considerato idealmente isotropo.

La lamina composita fibro/matrice è uno strato rinforzato costituito da fibre lunghe continue (carbonio o Kevlar) immerse nella matrice, con comportamento ortotropo, trasversalmente isotropo e stato piano di tensione.

Il PETG è il materiale isotropo con comportamento elastico lineare, che costituisce la matrice di base del busto.

4.1 Approccio analitico per la determinazione delle proprietà del laminato composito

Lo studio analitico dei materiali compositi, tenendo conto delle interazioni tra i materiali costituenti, è la micromeccanica. Essa consente di rappresentare un composito mediante un materiale omogeneo equivalente a partire dalle singole componenti [12].

Di interesse per questa tesi è la definizione di lamina di composito con rinforzo: dal punto di vista microscopico è un elemento eterogeneo in quanto la sua composizione è variabile da punto a punto, ma a livello macroscopico può considerarsi omogenea [14].

Per comprendere il comportamento meccanico dei laminati è necessario conoscere il comportamento di una singola lamina con rinforzo unidirezionale. Una lamina composita fibra-matrice può essere schematizzata come la figura 4.1, ovvero un insieme costituito da fibre a sezione circolare parallele ed equispaziate, immerse in una matrice continua.

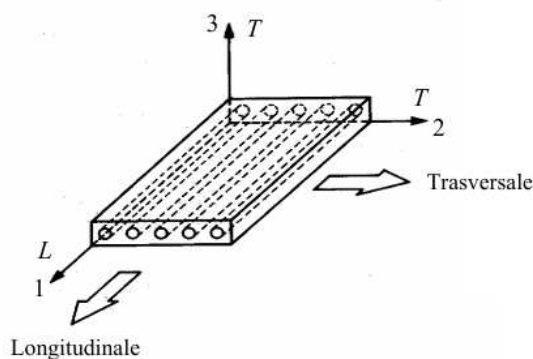


FIGURA 4.1: Schema semplificato di un laminato unidirezionale [12]

Per simulare in modo adeguato e semplificato il comportamento meccanico si utilizza la teoria classica dei laminati (CLT) [14]. L'andamento delle deformazioni e delle tensioni in un laminato composito si ottiene seguendo le seguenti ipotesi:

- le lamine costituenti il laminato devono essere perfettamente incollate per evitare lo scorrimento reciproco che si può avere sotto l'azione dei carichi applicati;
- i segmenti ortogonali al piano medio devono rimanere ortogonali anche a deformazione avvenuta (figura 4.2);
- le deformazioni nella direzione dello spessore sono trascurabili rispetto a quelle nel piano;
- lo spessore del laminato deve essere piccolo rispetto alle altre dimensioni.

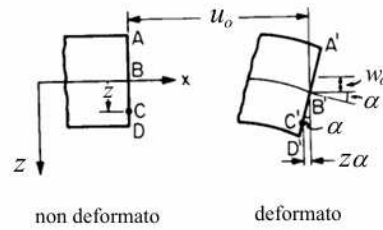


FIGURA 4.2: Sezione non deformata e deformata di un laminato di spessore piccolo [13]

I primi tre criteri sopra sono solitamente rispettati, mentre il quarto è un vincolo che il progettista stesso deve rispettare. Considerando ciò appena evidenziato, il comportamento meccanico del laminato si può descrivere tramite due contributi fondamentali: le deformazioni medie sul piano e il contributo dovuto alla curvatura. Le deformazioni medie del piano (ϵ^0) sono delle deformazioni comuni a tutte le lamine lungo il piano medio del laminato. Invece, il contributo dovuto alla curvatura (κ) varia linearmente con la distanza z del piano medio, determinando deformazioni maggiori nelle lamine poste più esternamente.

L'equazione che lega i due contributi appena descritti è la seguente:

$$\epsilon = \epsilon^0 + z\kappa, \quad (4.1)$$

dove z rappresenta la distanza dal piano medio.

Data la deformazione, si può ricavare la relazione della tensione σ del piano medio di ogni lamina:

$$\sigma = \mathbf{E}\epsilon. \quad (4.2)$$

All'interno dell'equazione 4.2 è presente la matrice di rigidezza $\mathbf{E}$. In particolare, viene scritta nel seguente modo:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & E_{16} \\ E_{21} & E_{22} & E_{26} \\ E_{61} & E_{62} & E_{66} \end{bmatrix}. \quad (4.3)$$

4.1.1 Comportamento della lamina ortotropa

Di particolare interesse per questo lavoro di tesi è la lamina ortotropa: essa possiede tre piani di simmetria mutuamente ortogonali. Nei compositi unidirezionali, tali piani corrispondono al piano medio della lamina e ai piani ortogonali ad esso, paralleli alla direzione delle fibre e alla direzione trasversale.

È importante evidenziare la differenza tra un materiale ortotropo ed anisotropo generico, in quanto essi presentano modalità di deformazioni differenti. Un materiale anisotropo

produce deformazioni e scorrimenti lungo tutti i lati, come riportato nella figura 4.3; se il materiale è ortotropo, esistono delle direzioni preferenziali mutuamente ortogonali, in corrispondenza delle quali le distorsioni sono nulle [14].

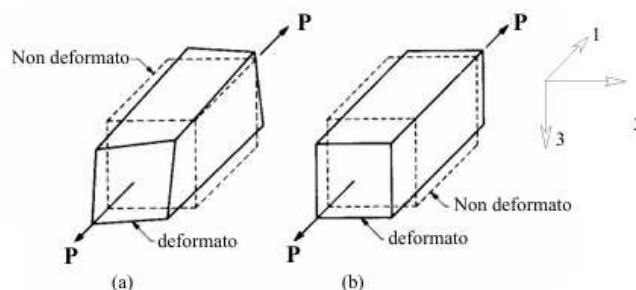


FIGURA 4.3: Deformazione tipica di un materiale anisotropo (a) ed ortotropo (b) soggetto a uno sforzo normale secondo una direzione principale [14]

Considerando una semplice lamina composita "bidimensionale" (figura 4.4), se la direzione di applicazione di carico coincide con la direzione principale, allora ad uno sforzo normale semplice corrisponde uno stato di deformazione uniforme senza scorrimenti, mentre se la direzione di carico è deviata rispetto alle direzioni principali, il carico produce anche degli scorrimenti nel piano [14].

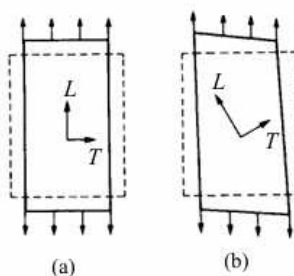


FIGURA 4.4: Deformazione tipica di una lamina ortotropica con carico nella direzione principale (a) e deviato (b) [14]

Le singole lamine unidirezionali progettate e stratificate in maniera opportuna permettono di ottenere laminati compositi, in grado di soddisfare specifici requisiti di resistenza e rigidità nelle direzioni critiche.

4.1.2 Determinazione delle costanti elastiche della lamina

Per comprendere il comportamento del laminato nella sua interezza è necessario conoscere le proprietà e il comportamento della singola lamina caratterizzata da un rinforzo unidirezionale. Ogni strato è descritto dalla matrice di rigidità locale (E) la quale dipende dalle seguenti proprietà elastiche [12, 54]:

- modulo elastico longitudinale E_l , che determina la rigidità in corrispondenza della direzione delle fibre;
- modulo elastico trasversale E_t , il quale rappresenta la rigidità perpendicolare alle fibre;
- moduli di taglio G ;
- coefficienti di Poisson ν .

La determinazione delle proprietà elastiche della lamina di materiale composito è effettuata tramite l'ausilio delle regole delle miscele [53]. Il primo calcolo da fare riguarda la valutazione delle frazioni volumetriche delle fibre e della matrice, con l'obiettivo di ottenere quanta porzione del volume del composito sia occupato dalle fibre e dalla matrice.

$$V_f = \frac{V_{\text{fibre}}}{V_{\text{composito}}}, \quad V_m = \frac{V_{\text{matrice}}}{V_{\text{composito}}} = 1 - V_f. \quad (4.4)$$

Un'ipotesi fondamentale consiste nel considerare perfetta l'adesione tra fibra e matrice. In tali condizioni, in seguito all'applicazione dei carichi esterni, non si verificano scorrimenti relativi all'interfaccia tra i due costituenti e la deformazione risulta uguale per entrambe le fasi del materiale composito.

$$\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m, \quad (4.5)$$

con ε_c la deformazione del composito, ε_f la deformazione della fibra e ε_m la deformazione della matrice polimerica.

Se si considera l'ipotesi descritta sopra e che la matrice e la fibra abbiano un comportamento elastico lineare, si ottengono le formule semplificate delle principali costanti elastiche.

Il modulo di Young longitudinale (E_l) è espresso dalla seguente equazione:

$$E_l = V_f E_f + V_m E_m, \quad (4.6)$$

dove E_f e E_m sono i moduli elastici della fibra e della matrice. Ne consegue che il modulo longitudinale cresce linearmente con la percentuale di fibre e si calcola come media pesata dei costituenti [12, 54].

Il modulo trasversale E_t è riferito alla direzione perpendicolare alle fibre ed è la matrice a governare il comportamento meccanico. In questo caso la relazione segue la regola delle miscele in serie:

$$\frac{1}{E_t} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}, \quad (4.7)$$

dove V_f e V_m sono i rapporti volumetrici di fibra e matrice [12].

Il modulo di taglio G_{lt} è dato dalla seguente equazione:

$$\frac{1}{G_{lt}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m}. \quad (4.8)$$

Il coefficiente di Poisson del composito può essere stimato tramite la regola delle miscele parallelo:

$$\nu_{lt} = V_f \nu_f + V_m \nu_m, \quad (4.9)$$

dove ν_f e ν_m i coefficienti di Poisson dei materiali costituenti [12]. Una volta determinato ν_{lt} si può ricavare ν_{tl} tramite l'equazione:

$$\nu_{tl} = \nu_{lt} \frac{Et}{El}. \quad (4.10)$$

4.1.3 Determinazione della resistenza della lamina composita

La valutazione della resistenza di una lamina composita rappresenta un aspetto fondamentale nella progettazione di strutture realizzate con materiali fibro-rinforzati. L'obiettivo di questo controllo è definire un criterio di rottura che predica quando il materiale vada incontro a cedimento, perdendo le sue proprietà elastiche. Prima di tutto si devono valutare le resistenze meccaniche tra cui la resistenza a trazione longitudinale ($\sigma_{L,R}$), la resistenza a trazione trasversale ($\sigma_{T,R}$) e la resistenza a taglio nel piano della lamina ($\tau_{LT,R}$). Lo studio delle resistenze consente di applicare criteri di rottura, come quelli di Tsai-Hill e di prevedere il comportamento del composito prima di eseguire prove sperimentali [58]. Il calcolo delle resistenze della lamina viene stimato tramite approcci analitici ricavati dalla teoria classica dei laminati e dalla regola delle miscele [12]. La resistenza a trazione longitudinale $\sigma_{L,R}$ di una lamina unidirezionale è dominata dalle fibre, in quanto sono caratterizzate da moduli elastici e resistenze superiori rispetto alla matrice. La rottura longitudinale avviene quando la deformazione nella direzione delle fibre raggiunge il limite di rottura della fibra stessa ($\epsilon_{f,R}$).

Nel caso di fibre fragili, come il carbonio o il Kevlar, la resistenza della lamina può essere stimata utilizzando la regola delle miscele pesata per i volumi dei costituenti [12]:

$$\sigma_{L,R} = V_f \sigma_{f,R} + V_m \sigma_m \big|_{\epsilon=\epsilon_{f,R}}, \quad (4.11)$$

dove V_f e V_m sono le frazioni volumetriche di fibra e matrice, σ_f (MPa) è la tensione di rottura della fibra e σ_m (MPa) è la tensione della matrice alla deformazione corrispondente alla rottura delle fibre.

Invece, la resistenza a trazione trasversale $\sigma_{T,R}$ di una lamina con fibre unidirezionali è dominata dalla matrice. In questo caso, si devono modellare fibra e matrice come elementi in serie; la rottura avviene quando la matrice raggiunge la propria resistenza ultima a trazione, $\sigma_{m,R}$. In prima approssimazione, si può quindi scrivere:

$$\sigma_{T,R} \approx \sigma_{m,R}. \quad (4.12)$$

È importante sottolineare che le concentrazioni di tensione all'interfaccia fibra-matrice riducono il valore effettivo della resistenza [12]. Questo valore può essere stimato come:

$$\sigma_{T,R} = \frac{\sigma_{m,R}}{S}. \quad (4.13)$$

All'interno di questa equazione è presente il termine S , che è un coefficiente di riduzione calcolabile in funzione dei moduli elastici dei costituenti e della frazione volumetrica delle fibre. Nello specifico, questo coefficiente è calcolabile nel seguente modo:

$$S = k = \frac{1 - V_f \left(1 - \frac{E_m}{E_f}\right)}{1 - \left(\frac{4V_f}{\pi}\right)^{1/2} \left(1 - \frac{E_m}{E_f}\right)}. \quad (4.14)$$

La resistenza a taglio $\tau_{LT,R}$ di una lamina unidirezionale è difficile da prevedere teoricamente, a causa del cedimento dovuto al taglio della matrice e del *debonding* fibra-matrice. In fase di progettazione si utilizzano relazioni empiriche le quali assumono che la rottura sia principalmente controllata dal taglio della matrice. In tal caso, $\tau_{LT,R}$ può essere stimata adattando la relazione di *Chamis* [12]:

$$\tau_{LT,R} = \left[1 + \left(\frac{G_f}{G_m} - 1 \right) (1 - V_f) \right] \tau_{m,R} C_v, \quad (4.15)$$

con $\tau_{m,R}$ la resistenza a taglio della matrice, G_f modulo di taglio della fibra, G_m modulo di taglio della matrice, V_f frazione volumetrica di fibra e C_v coefficiente che tiene conto della presenza di vuoti nel composito ed è pari a 1 in assenza di difetti del materiale.

4.2 Determinazione delle matrici di rigidezza della lamina composita

Dopo aver determinato le proprietà elastiche e i parametri di resistenza dei materiali costituenti, è possibile ricavare la matrice di rigidezza della singola lamina rinforzata. Tuttavia, nelle applicazioni strutturali l'impiego di una sola lamina unidirezionale risulta generalmente inadeguato, poiché le proprietà meccaniche nella direzione trasversale

alle fibre sono significativamente inferiori rispetto a quelle longitudinali e dipendono principalmente dal comportamento della matrice. Questo fenomeno può ridurre la capacità portante del materiale e compromettere la stabilità strutturale anche in presenza di carichi trasversali non particolarmente elevati.

Per ovviare a tali limitazioni, si ricorre alla realizzazione di laminati costituiti da più lamine sovrapposte con differenti orientamenti delle fibre. In questo modo è possibile modulare la risposta meccanica del materiale nelle diverse direzioni e ottenere proprietà più bilanciate. Un esempio di laminato generico è riportato nella figura 4.5.

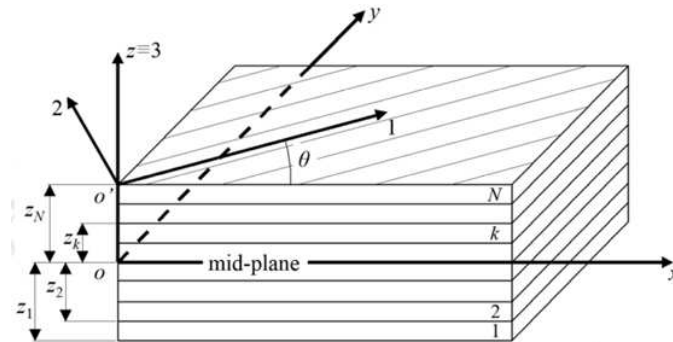


FIGURA 4.5: Rappresentazione del laminato generico con fibre degli orientamenti differenti [15]

La matrice di rigidezza del laminato viene determinata combinando i contributi delle singole lamine, opportunamente trasformati in funzione dell'orientamento delle fibre rispetto al sistema di riferimento globale della struttura.

In questo lavoro di tesi, la matrice della singola lamina è ortotropa ed è determinata numericamente considerando l'angolo di deposizione delle fibre, in quanto è necessario generalizzare i calcoli per orientamenti con diverse angolazioni. Un altro aspetto da considerare è che le lamine sono sottoposte a uno stato piano di tensione, quindi, le deformazioni e le tensioni nella direzione dello spessore si possono ritenere trascurabili. Date queste informazioni, la matrice di rigidezza si semplifica, assumendo la seguente forma:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & 0 \\ E_{12} & E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & E_{66} \end{bmatrix}, \quad (4.16)$$

nella quale E_{11} è il modulo elastico nella direzione longitudinale della fibra (direzione L), E_{22} è il modulo elastico nella direzione trasversale alla fibra (direzione T), E_{12} è il coefficiente elastico che tiene conto dell'effetto di Poisson tra le direzioni LT e E_{66} è il modulo di taglio nel piano LT.

È fondamentale introdurre la generalizzazione del calcolo delle tensioni in un sistema cartesiano arbitrario ($x - y$), ruotato di un certo angolo θ rispetto alle fibre, utilizzando la matrice di trasformazione $\mathbf{T}$:

$$\tilde{\mathbf{E}} = \mathbf{T}^{-1} \mathbf{E} \mathbf{T}, \quad (4.17)$$

$\tilde{\mathbf{E}}$ rappresenta la matrice di rigidezza espressa nel nuovo riferimento. Ciò è rappresentato graficamente nella figura 4.6.

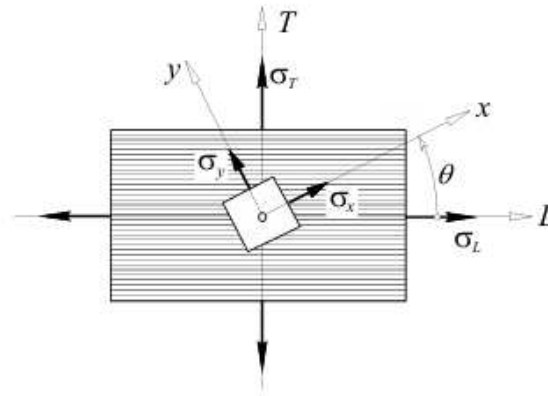


FIGURA 4.6: Lamina ortotropa con riferimento cartesiano [14]

La matrice di trasformazione $\mathbf{T}$ ha la seguente forma:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}. \quad (4.18)$$

4.3 Calcolo delle costanti elastiche del PETG e Onyx

Per completare la definizione dei parametri necessari allo studio analitico del composito, bisogna determinare le proprietà meccaniche dei materiali restanti, ovvero l'Onyx e il PETG; l'Onyx è presente sia come matrice polimerica sia come strato esterno del *patch*, mentre il PETG è il materiale polimerico di cui è prodotto il corsetto ortopedico. A differenza della lamina composita, che presenta comportamento ortotropo, il PETG e l'Onyx possono essere considerati materiali isotropi, quindi le loro proprietà elastiche sono uniformi in tutte le direzioni. Queste proprietà possono essere assunte direttamente dai dati forniti dai rispettivi *datasheet* del produttore [59]. Le costanti elastiche considerate per ciascun materiale sono:

- Modulo di Young (E): rappresenta la rigidezza del materiale in risposta a sollecitazioni assiali.

- Coefficiente di Poisson (ν): definisce la deformazione laterale relativa rispetto a quella assiale, cioè il rapporto tra contrazione trasversale e allungamento assiale sotto tensione uniassiale.
- Modulo di taglio (G): calcolato a partire dalla relazione standard per materiali isotropi:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}. \quad (4.19)$$

Queste proprietà permettono di costruire la matrice di rigidezza del materiale isotropo, che descrive il comportamento elastico in un piano bidimensionale (piano $x - y$) o in tre dimensioni. Per materiali isotropi come PETG e Onyx, la matrice di rigidezza assume la seguente forma:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} E & \nu E & 0 \\ \nu E & E & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix}. \quad (4.20)$$

In questo caso, la rigidezza del materiale è indipendente dalla direzione di applicazione del carico, a differenza dei materiali compositi ortotropi.

4.4 Calcolo delle deformazioni e delle tensioni di ciascuna lamina

Il passaggio successivo alla costruzione delle matrici di rigidezza del singolo *ply* è il calcolo delle deformazioni e delle tensioni di ogni lamina, per poi verificare se viene rispettato il criterio di rottura in modo da capire il comportamento delle lamine sotto carichi longitudinali.

Secondo la teoria dei laminati, la relazione tra le forze e i momenti applicati ($\mathbf{N}, \mathbf{M}$) e le deformazioni e curvature medie del laminato (ε_0, κ) è data da:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_0 \\ \kappa \end{bmatrix}, \quad (4.21)$$

nella quale $\mathbf{N}$ è il vettore delle forze normali e di taglio per unità di larghezza nel piano medio del laminato, mentre $\mathbf{M}$ rappresenta il vettore dei momenti flettenti e di torsione per unità di larghezza.

Invece, le deformazioni medie del piano ε_0 e le curvature κ , sono espresse dalla seguente relazione:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_0 = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\kappa} = \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}. \quad (4.22)$$

In particolare, le curvature descrivono la variazione dell'inclinazione delle sezioni del laminato lungo lo spessore in seguito all'applicazione di momenti flettenti, mentre le deformazioni medie nel piano rappresentano gli allungamenti o le contrazioni che si sviluppano nelle direzioni principali del laminato.

La matrice quadrata presente nel termine destro dell'equazione 4.21 è costituita dalle matrici di rigidezza del laminato **A**, **B** e **D**, chiamate rispettivamente matrice di rigidezza estensionale, di accoppiamento e di rigidezza flessionale. La matrice **A** lega gli sforzi nel piano alle deformazioni medie, la matrice **B** rappresenta l'accoppiamento tra deformazioni nel piano e curvature, mentre la matrice **D** lega i momenti flettenti e torcenti alle curvature del laminato [13]. Ognuna di esse tiene conto della composizione e dello spessore di ciascuna lamina e sono calcolate nel seguente modo:

$$\mathbf{A} = \sum_{k=1}^n \tilde{\mathbf{E}}_k (z_k - z_{k-1}), \quad \mathbf{B} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \tilde{\mathbf{E}}_k (z_k^2 - z_{k-1}^2), \quad \mathbf{D} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \tilde{\mathbf{E}}_k (z_k^3 - z_{k-1}^3), \quad (4.23)$$

dove z_k e z_{k-1} indicano le coordinate dei bordi superiore e inferiore della k -esima lamina rispetto al piano medio del laminato, come mostrato in figura 4.7.

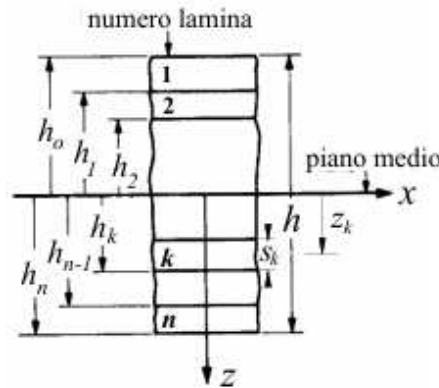


FIGURA 4.7: Geometria del laminato con n lamine [13]

La risposta meccanica di un laminato dipende fortemente dalla sequenza di impilamento e dall'orientamento delle singole lamine. Nei laminati simmetrici la matrice di accoppiamento **B** è nulla, evitando l'accoppiamento tra flessione e sforzo normale; nei laminati ortotropi, dove ad ogni lamina con orientamento θ corrisponde una lamina con orientamento opposto $-\theta$, A_{16} e A_{26} si annullano, evitando l'accoppiamento tra deformazioni normali e deformazioni di taglio nel piano.

Nel presente lavoro è stata adottata una configurazione di laminato simmetrico e bilanciato, ottenuta disponendo le lamine in modo speculare rispetto al piano medio. Sono inoltre stati scelti differenti orientamenti delle fibre, con l'obiettivo di analizzare l'influenza della sequenza di impilamento e della direzione del rinforzo sul comportamento meccanico dei *patch*. Tale approccio consente di valutare come la variazione dell'orientamento delle fibre possa modificare la rigidità e la capacità resistente del laminato nelle diverse condizioni di carico.

4.5 Analisi del comportamento del laminato nella prova di trazione

È importante valutare il comportamento del laminato durante la prova di trazione, nella quale la sollecitazione viene applicata in corrispondenza della sua direzione longitudinale. Considerando un laminato simmetrico e bilanciato, la matrice di accoppiamento $\mathbf{B}$ risulta nulla ed in assenza di momenti flettenti e torcenti applicati, le curvature del piano medio si annullano:

$$\kappa = 0. \quad (4.24)$$

In tali condizioni, l'equazione costitutiva del laminato si riduce a:

$$\mathbf{N} = \mathbf{A} \varepsilon_0, \quad (4.25)$$

da cui è possibile ricavare le deformazioni del piano medio dato dall'equazione sottostante:

$$\varepsilon_0 = \mathbf{A}^{-1} \mathbf{N}. \quad (4.26)$$

Essendo nulle le curvature, le deformazioni in ciascuna lamina coincidono con quelle del piano medio:

$$\varepsilon^k = \varepsilon_0. \quad (4.27)$$

Tuttavia, poiché il laminato è costituito da lamine orientate secondo direzioni differenti, la risposta tensionale delle singole lamine non è uniforme. Le deformazioni globali devono infatti essere trasformate nel sistema di riferimento locale di ciascuna lamina per determinare gli stati tensionali effettivamente agenti lungo le direzioni principali del materiale. Le tensioni locali sono quindi ottenute mediante le relazioni costitutive della singola lamina:

$$\sigma^k = \tilde{\mathbf{E}}^k \varepsilon_0. \quad (4.28)$$

In questo modo è possibile valutare il contributo dei diversi orientamenti alla risposta globale del laminato e successivamente applicare i criteri di resistenza per la previsione dell'insacco del danneggiamento.

4.5.1 Criteri di rottura

Per valutare la resistenza di un laminato composito sotto carico, è necessario definire un criterio di rottura che consenta di prevedere quando il materiale smette di comportarsi elasticamente e inizia a danneggiarsi. Tra i criteri più diffusi per laminati unidirezionali si trova il criterio di Tsai-Hill [58], sviluppato a partire dalla teoria della resistenza di Von Mises per materiali isotropi, ma adattato all'ortotropia dei compositi. Tale criterio consente di combinare le tensioni agenti lungo le direzioni principali della lamina (σ_L , σ_T e τ_{LT}) e di confrontarle con le resistenze caratteristiche del materiale $\sigma_{L,R}$, $\sigma_{T,R}$ e $\tau_{LT,R}$, secondo la relazione:

$$\left(\frac{\sigma_L}{\sigma_{L,R}}\right)^2 - \frac{\sigma_L \sigma_T}{\sigma_{L,R}^2} + \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_{T,R}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{\tau_{LT,R}}\right)^2 \leq 1. \quad (4.29)$$

Secondo questa relazione:

- se il termine a sinistra è minore o uguale a 1, allora la lamina è considerata sicura,
- se il termine è maggiore di 1, allora la lamina ha raggiunto il limite di rottura

Qualora le resistenze siano espresse secondo il riferimento cartesiano non allineato con le fibre, il criterio deve essere rielaborato nel seguente modo:

$$\sigma_x^2 \left[\left(\frac{\cos^2 \theta}{\sigma_{LR}}\right)^2 + \left(\frac{\sin^2 \theta}{\sigma_{TR}}\right)^2 - \left(\frac{\cos^2 \theta}{\sigma_{LR}}\right) \left(\frac{\sin^2 \theta}{\sigma_{TR}}\right) + \left(\frac{\sin \theta \cos \theta}{\tau_{LT}}\right)^2 \right] \leq 1. \quad (4.30)$$

Il criterio tiene conto sia delle tensioni longitudinali, le quali dominano la resistenza della fibra, sia delle tensioni trasversali e di taglio, che dipendono principalmente dalla matrice polimerica e dall'interfaccia fibra-matrice. In questo modo, è possibile stimare il comportamento globale della lamina sotto stati di tensione complessi [58].

Per quanto riguarda i materiali isotropi, come l'Onyx e il PETG, la sicurezza del materiale è valutata mediante il criterio di Von Mises. Per uno stato piano di tensione, in cui si assume $\sigma_z = 0$ e $\tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$, il criterio può essere espresso in funzione delle componenti delle tensioni lungo gli assi cartesiani x e y come:

$$\sigma_{v,M} = \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + \sigma_x^2 + \sigma_y^2 + 3\tau_{xy}^2}, \quad (4.31)$$

dove σ_x e σ_y sono le tensioni normali lungo gli assi x e y , mentre τ_{xy} è la tensione di taglio nel piano xy . Affinché tale criterio venga rispettato è necessario imporre che la resistenza di Von Mises risulti essere minore o uguale alla tensione di snervamento del materiale.

4.6 Analisi del comportamento del laminato nella prova di flessione a tre punti

Nel presente lavoro la prova di flessione a tre punti è impiegata per caratterizzare il comportamento flessionale dei *patch* compositi. Tale prova consente di valutare la risposta del laminato quando sottoposto a momenti flettenti, fornendo informazioni sulla rigidità flessionale e sulla distribuzione delle tensioni nelle diverse lamine.

Anche per questa prova meccanica, l'approccio ha come punto di partenza la teoria classica dei laminati con l'equazione (4.21) che descrive il comportamento dei materiali compositi sottoposti a carichi generici. Le matrici $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ e $\mathbf{D}$ vengono nuovamente calcolate considerando i nuovi orientamenti delle fibre interne del laminato. L'equazione costitutiva del laminato (equazione (4.21)) può essere riscritta nella sua formula inversa come:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_0 \\ \kappa \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{A}} & \bar{\mathbf{B}} \\ \bar{\mathbf{C}} & \bar{\mathbf{D}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix}, \quad (4.32)$$

dove

$$\bar{\mathbf{D}} = (\mathbf{D}^*)^{-1}, \quad (4.33)$$

$$\bar{\mathbf{A}} = \mathbf{A}^{-1} + \mathbf{A}^{-1} \mathbf{B} \bar{\mathbf{D}} \mathbf{B} \mathbf{A}^{-1}, \quad (4.34)$$

$$\bar{\mathbf{B}} = -\mathbf{A}^{-1} \mathbf{B} (\mathbf{D}^*)^{-1}, \quad (4.35)$$

$$\bar{\mathbf{C}} = -(\mathbf{D}^*)^{-1} \mathbf{B} \mathbf{A}^{-1}, \quad (4.36)$$

con

$$\mathbf{D}^* = \mathbf{D} - \mathbf{B} \mathbf{A}^{-1} \mathbf{B}. \quad (4.37)$$

Nel caso della prova a tre punti, il carico principale è dato solo dal momento flettente $\mathbf{M}$, nello specifico dalla componente M_x , quindi i carichi nel piano sono nulli e le deformazioni e le curvature si riducono a combinazioni lineari:

$$\varepsilon_0 = \bar{\mathbf{B}} \mathbf{M}, \quad \kappa = \bar{\mathbf{D}} \mathbf{M}. \quad (4.38)$$

Esplicitando le componenti:

$$\varepsilon_0 = \begin{bmatrix} \bar{B}_{11}M_x \\ \bar{B}_{12}M_x \\ \bar{B}_{16}M_x \end{bmatrix}, \quad \kappa = \begin{bmatrix} \bar{D}_{11}M_x \\ \bar{D}_{12}M_x \\ \bar{D}_{16}M_x \end{bmatrix}. \quad (4.39)$$

Usando la formula (4.1) è possibile calcolare gli stress locali di ciascuna lamina.

Questa formulazione consente di applicare i criteri di rottura (Tsai-Hill per i compositi ortotropi e Von Mises per il PETG isotropo e l'Onyx) e stimare la forza massima sopportabile dalla struttura, considerando la lamina più critica [54].

4.6.1 Modellazione del provino come trave monoassiale per la prova di flessione

Durante la prova di flessione a 3 punti, il provino è soggetto a un momento flettente che induce uno spostamento verticale w_0 rispetto al piano medio. Per stimare questo spostamento, il provino può essere modellato come una trave monoassiale, come mostrato in figura 4.8.

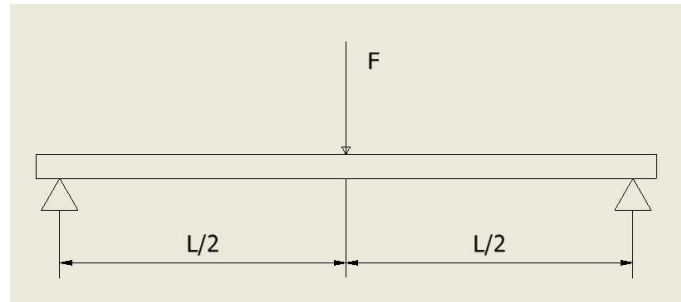


FIGURA 4.8: Schema semplificato della flessione a tre punti

Le curvature del laminato e le deformazioni medie nel piano si possono correlare allo spostamento verticale w_0 tramite le deformazioni medie nel piano, andando a trascurare i termini quadratici per piccole rotazioni e le curvature:

$$\varepsilon_0 \approx \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix}, \quad \kappa = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix}. \quad (4.40)$$

Questa formulazione permette di stimare analiticamente lo spostamento verticale del provino in funzione delle proprietà meccaniche del laminato e del momento flettente applicato, fornendo un riferimento teorico utile per la progettazione della prova

sperimentale e per la successiva valutazione delle deformazioni locali e degli stress nelle singole lamine.

Per stimare lo spostamento verticale w_0 del provino, si parte sempre dalla relazione generale della teoria dei laminati (4.1).

Dalla prima equazione della teoria dei laminati (4.21) è possibile esprimere le deformazioni medie nel piano in funzione delle curvature:

$$\varepsilon_0 = -\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B}\kappa. \quad (4.41)$$

Sostituendo questa espressione nella relazione dei momenti:

$$\mathbf{M} = \mathbf{B}\varepsilon_0 + \mathbf{D}\kappa = -\mathbf{B}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B}\kappa + \mathbf{D}\kappa = (\mathbf{D} - \mathbf{B}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B})\kappa. \quad (4.42)$$

Ponendo

$$\mathbf{D}^* = \mathbf{D} - \mathbf{B}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B}, \quad \mathbf{D}^{*-1} = \mathbf{F} \quad (4.43)$$

si ottiene:

$$\kappa = \mathbf{F}\mathbf{M}. \quad (4.44)$$

Nel caso specifico della prova a tre punti, l'unico momento applicato è M_x e viene espresso come:

$$\begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \mathbf{F} \begin{bmatrix} M_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{11}M_x \\ F_{12}M_x \\ F_{16}M_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix}. \quad (4.45)$$

Assumendo che il rapporto lunghezza-larghezza della lamina sia elevato, lo spostamento w_0 dipende solo da x . Pertanto:

$$\frac{\partial w_0}{\partial y} = 0, \quad \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = 0, \quad \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} = 0 \quad \Rightarrow \quad k_y = k_{xy} = 0. \quad (4.46)$$

Di conseguenza, rimane solo il termine che dipende dalla x per cui si ha:

$$F_{11}M_x = \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2}. \quad (4.47)$$

Avendo supposto il comportamento di una trave monoassiale, è possibile scrivere il momento come:

$$\hat{M}_x(x) = \begin{cases} \frac{Fx}{2}, & 0 \leq x \leq \frac{L}{2}, \\ \frac{F(L-x)}{2}, & \frac{L}{2} \leq x \leq L, \end{cases} \quad (4.48)$$

dove L è la distanza tra gli appoggi, F è la forza che agisce perpendicolarmente alla larghezza b .

Riscrivendo la (4.47) e usando il momento per unità di lunghezza si ha:

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = \frac{F_{11}}{b} \hat{M}_x(x) \quad (4.49)$$

Per calcolare $w_0(x)$ è necessario integrare due volte (4.49).

Integrando solo sulla prima metà della trave ($0 \leq x \leq \frac{L}{2}$) vale:

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = \frac{F_{11}F}{2b} x \quad \Rightarrow \quad \frac{dw_0}{dx} = \frac{F_{11}F}{4b} x^2 + c_1, \quad (4.50)$$

$$w_0(x) = \frac{F_{11}F}{12b} x^3 + c_1 x + c_2. \quad (4.51)$$

Per ricavare c_1 e c_2 , impongo le condizioni al contorno:

- $w_0(0) = 0$ poiché l'estremo sinistro è vincolato, da cui $c_2 = 0$;
- $\left. \frac{dw_0}{dx} \right|_{x=L/2} = 0$ per simmetria, da cui $c_1 = -\frac{F_{11}FL^2}{16b}$.

Le deformazioni medie e le curvature si riducono a funzioni unidimensionali, permettendo una stima analitica dello spostamento verticale:

$$w_0(x) = \frac{F_{11}F}{12b} x^3 - \frac{F_{11}FL^2}{16b} x. \quad (4.52)$$

In particolare, al centro della trave ($x = L/2$):

$$w_0\left(\frac{L}{2}\right) = \frac{F_{11}FL^3}{48b}. \quad (4.53)$$

Questo risultato fornisce un riferimento teorico per la prova sperimentale, consentendo di prevedere la deflessione massima e di verificare la coerenza tra modello analitico, simulazione e sperimentale.

Capitolo 5

Modellazione numerica dei laminati mediante *Ansys Mechanical*

In questo capitolo viene descritto l'utilizzo di *Ansys Mechanical APDL* per lo sviluppo delle simulazioni numeriche relative ai *patch* che verranno successivamente realizzati mediante tecnologia di stampa 3D. Lo scopo di questa fase del lavoro è riprodurre il comportamento del laminato all'interno dell'ambiente di simulazione, utilizzando le proprietà meccaniche delle singole lamine determinate analiticamente mediante la regola delle miscele e la teoria classica dei laminati.

Le analisi agli elementi finiti sono state impiegate per valutare la risposta meccanica delle differenti configurazioni di rinforzo e per verificare la corrispondenza tra i risultati numerici e quelli ottenuti attraverso il modello analitico. Tale confronto consente di validare l'approccio teorico adottato e di individuare eventuali differenze dovute alle ipotesi semplificative introdotte nei calcoli.

La scelta di utilizzare *Mechanical APDL* è legata alla possibilità di definire il modello mediante codice APDL (*Ansys Parametric Design Language*), che permette un controllo dettagliato delle proprietà dei materiali, della stratificazione del laminato, delle condizioni al contorno e dei parametri di simulazione.

Le simulazioni sviluppate riguardano due differenti condizioni di carico:

- prova di trazione;
- prova di flessione a tre punti.

Per entrambe le tipologie di analisi sono stati considerati provini aventi lunghezza pari a 130 mm e larghezza pari a 13 mm, mentre lo spessore complessivo varia in funzione della fibra di rinforzo impiegata e della configurazione di laminazione adottata.

5.1 Ambiente *Ansys*

Ansys è una piattaforma software ampiamente utilizzata per l'esecuzione di simulazioni numeriche basate sul metodo degli elementi finiti. Grazie alla disponibilità di differenti

moduli dedicati all'analisi strutturale, termica, fluidodinamica ed elettromagnetica, il software trova applicazione in numerosi settori dell'ingegneria e della ricerca scientifica. Nel presente lavoro, *Ansys* è stato impiegato per studiare il comportamento meccanico dei *patch* compositi progettati come rinforzo per corsetti ortopedici realizzati in PETG. L'utilizzo delle simulazioni numeriche consente di analizzare la distribuzione delle tensioni e delle deformazioni all'interno del laminato e di valutare l'influenza dell'orientamento delle fibre e della sequenza di laminazione sulle prestazioni meccaniche del componente.

5.1.1 Metodo agli elementi finiti

Il metodo degli elementi finiti rappresenta una tecnica numerica utilizzata per risolvere problemi fisici descritti da equazioni differenziali che non ammettono una soluzione analitica semplice. Il principio alla base del metodo consiste nel suddividere il dominio continuo in un insieme di elementi di dimensioni finite interconnessi tra loro tramite nodi. All'interno di ciascun elemento il campo di spostamenti viene approssimato mediante opportune funzioni di interpolazione, consentendo di trasformare il problema continuo in un sistema discreto di equazioni algebriche. La soluzione del sistema permette di determinare grandezze di interesse quali spostamenti, deformazioni e tensioni.

Nel caso dei materiali compositi laminati, il metodo degli elementi finiti consente di considerare sia le proprietà anisotrope delle singole lamine sia la loro disposizione all'interno del laminato, rendendo possibile una rappresentazione più accurata del comportamento strutturale rispetto ai modelli analitici semplificati.

5.2 Modulo *Mechanical APDL*

Il primo ambiente con cui l'utente si interfaccia per impostare una simulazione è *Ansys Workbench*, la piattaforma che integra i diversi moduli messi a disposizione dal software *Ansys*. Essa consente di configurare e gestire l'intero flusso di simulazione, favorendo inoltre l'esplorazione parametrica dei modelli e l'automazione delle analisi [60].

L'interfaccia grafica di *Workbench*, riportata nella figura 5.1, è composta principalmente dalla *Toolbox*, contenente i moduli disponibili tra cui i *Component System Tools*, dallo *Project Schematic*, che rappresenta il flusso di lavoro del progetto e dalle tradizionali barre dei menù. Generalmente, la creazione di una nuova simulazione avviene trascinando nello *Project Schematic* il sistema di analisi desiderato direttamente dalla *Toolbox* [61].

Nel presente lavoro è stato selezionato il modulo *Mechanical*, che permette di eseguire analisi strutturali mediante il metodo degli elementi finiti. In particolare, la modellazione e la gestione delle simulazioni sono state sviluppate attraverso *Mechanical APDL* (*Ansys*

Parametric Design Language), ambiente che consente di definire il modello numerico mediante codice e di controllare in modo dettagliato tutte le fasi dell'analisi.

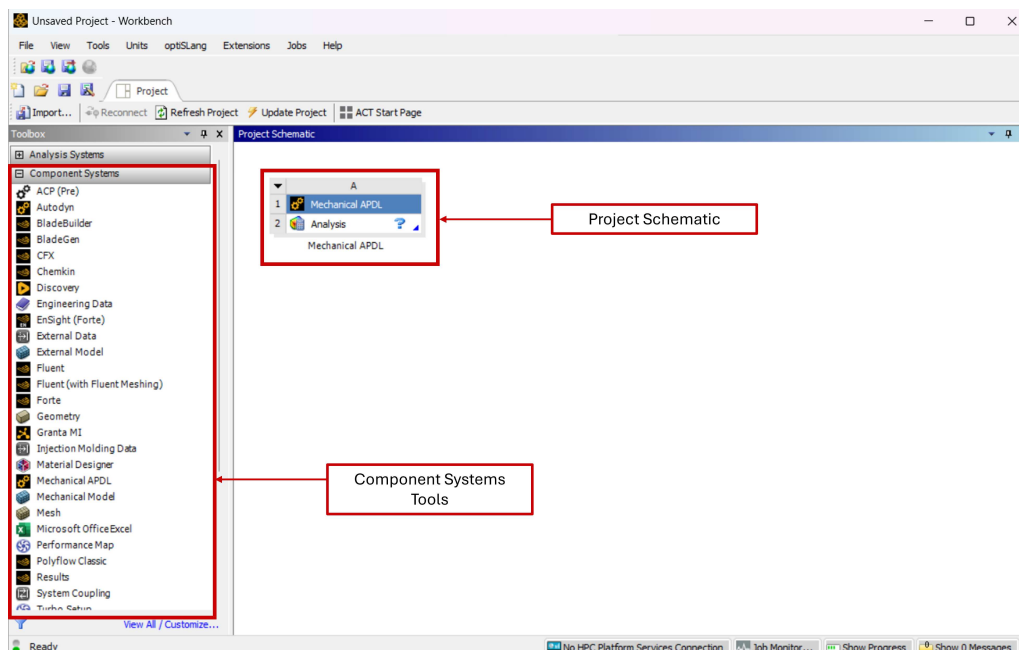


FIGURA 5.1: Schermata del *Workbench* con il blocco di *Mechanical APDL*

Successivamente cliccando nella *box* di *Mechanical APDL* si può accedere alla schermata d'interesse per la simulazione (figura 5.2).

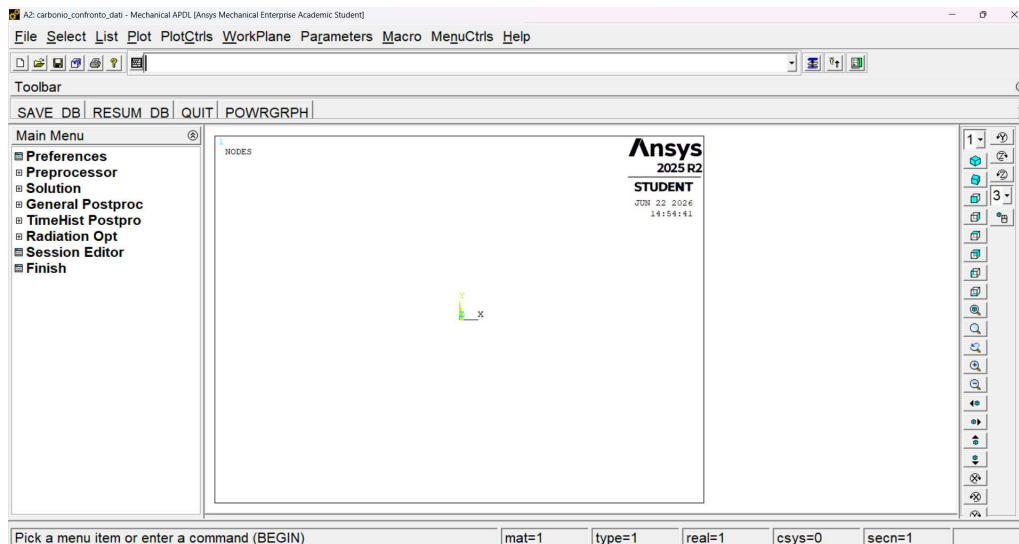


FIGURA 5.2: Interfaccia di *Mechanical APDL*

Il programma può essere utilizzato sostanzialmente in due maniere differenti: scegliendo le impostazioni dal *Main Menu* (figura 5.2), oppure attraverso l'implementazione del codice APDL con i comandi scelti per svolgere la simulazione.

Per questo lavoro di tesi si è scelto di utilizzare la seconda opzione, scrivendo prima su un file in formato *txt* il codice, per poi utilizzarlo nella simulazione.

5.2.1 Organizzazione di un codice APDL

Un programma sviluppato in *Mechanical APDL* è generalmente organizzato in una sequenza di blocchi logici, ciascuno dedicato a una specifica fase dell'analisi agli elementi finiti. Questa struttura consente di suddividere il processo di simulazione in operazioni distinte e facilmente modificabili, migliorando la leggibilità del codice e la gestione dei parametri del modello.

Nel presente lavoro, gli *script* APDL sono stati realizzati seguendo una struttura composta da tre sezioni principali:

- PREP7: fase di pre-processing, nella quale vengono definiti il tipo di elemento, i materiali, la geometria, la stratificazione del laminato e la *mesh*;
- SOLU: fase di soluzione, dedicata all'applicazione dei vincoli, dei carichi e all'esecuzione dell'analisi numerica;
- POST1: fase di post-processing, utilizzata per visualizzare ed estrarre i risultati relativi a tensioni, deformazioni e spostamenti.

Prima dell'accesso al preprocessore vengono definite le principali variabili parametriche del modello, quali le dimensioni geometriche del provino, gli spessori delle lamine e le proprietà meccaniche dei materiali.

La figura 5.3 mostra schematicamente l'organizzazione generale del codice APDL utilizzato per la simulazione dei *patch* compositi.

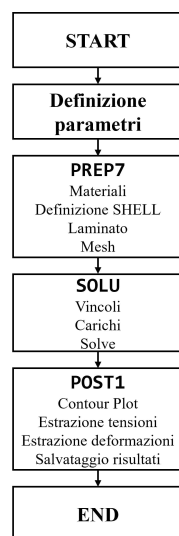


FIGURA 5.3: Organizzazione generale del codice APDL utilizzato

5.3 Modellazione del laminato

Per effettuare la modellazione del laminato, prima di tutto, bisogna implementare le caratteristiche essenziali del laminato come la tipologia di elementi su cui si vuole lavorare, i materiali che lo costituiscono e le loro proprietà meccaniche. Successivamente si va a creare il laminato vero e proprio con i vari strati; come ultimi *step* si stabilisce la geometria e la *mesh*. All'interno di questo lavoro di tesi, per garantire maggiore chiarezza, si è deciso di creare delle variabili contenenti i valori delle principali costanti elastiche, il cui calcolo è spiegato nel capitolo 4.

5.3.1 Elementi utilizzati

Per definire la tipologia di elementi locali da utilizzare si deve utilizzare il comando ET: in ordine si assegna il numero dell'elemento e il tipo di SHELL da utilizzare [62]. Gli elementi SHELL sono elementi bidimensionali che danno la possibilità di definire laminati multistrato. Si tratta di un elemento fondamentale che rende possibile l'utilizzo di comandi successivi per stabilire numero di strati, spessore di ogni *ply*, l'orientazione delle fibre e proprietà ortotrope. Infatti, essi sono una famiglia di elementi bidimensionali utilizzati per modellare strutture sottili, in cui lo spessore è molto inferiore rispetto alle altre dimensioni. Questi elementi consentono di descrivere in modo efficiente il comportamento flessionale e membranale di piastre, pannelli e laminati compositi, mantenendo una formulazione 2D ma con risposta meccanica tridimensionale. All'interno di questo lavoro di tesi sono stati utilizzati due tipi di elementi, nello specifico l'elemento SHELL181 per la simulazione della prova di trazione e l'elemento SHELL281 per la simulazione della prova di flessione a tre punti.

La definizione dell'elemento SHELL181 avviene nel seguente modo: ET,1,SHELL181. SHELL181 è un elemento a quattro nodi con formulazione lineare, particolarmente adatto a strutture sottili e a modelli che richiedono un'elevata accuratezza nella definizione dei *layup* compositi. È spesso preferito nelle analisi prevalentemente membranali, come la trazione, in cui la risposta è governata dallo stato di sforzo nel piano e non dalla curvatura [63].

L'elemento SHELL281, invece, è un elemento quadratico a 8 nodi, caratterizzato da una migliore rappresentazione delle curvature e da una maggiore accuratezza anche con *mesh* più grossolane. Per questo motivo SHELL281 risulta particolarmente indicato nelle analisi di flessione, dove la curvatura della deformata gioca un ruolo dominante [63].

In entrambi i casi il comando ET è seguito da KEYOPT,1,8,2. Quest'ultimo permette di modificare le opzioni interne di un elemento finito, attivando o disattivando specifiche funzionalità previste dalla sua formulazione [62]. Ogni elemento della libreria Ansys

possiede una serie di “chiavi” numerate (KEYOPT), ognuna delle quali controlla un aspetto particolare del comportamento dell’elemento, come il tipo di integrazione, la formulazione membranale o flessionale, oppure la modalità con cui vengono interpretati i dati di sezione. La sintassi del comando è KEYOPT, ITYPE, IKEY, VALUE, dove ITYPE identifica il tipo di elemento precedentemente definito con il comando ET, IKEY indica il numero della chiave da modificare e VALUE è il valore assegnato a quella chiave. Nel caso degli elementi scelti la chiave più rilevante è KEYOPT(8), che controlla la modalità di definizione del *layup* ed è utilizzato per modellare strutture sottili e laminati compositi. Impostando KEYOPT(1,8,2), come nel presente lavoro, si attiva la modalità *section-based*, che istruisce l’elemento a leggere la stratificazione del composito (numero di strati, spessori, materiali e orientazioni) direttamente dai comandi SECTYPE e SECDATA. Questa impostazione è essenziale per rappresentare correttamente un laminato multistrato e garantisce coerenza con la teoria dei laminati classica. Le restanti KEYOPT sono state lasciate ai valori di default, in quanto già adeguate alla modellazione di strutture soggette a trazione e flessione, senza necessità di ulteriori modifiche.

5.3.2 Definizione dei materiali

Successivamente si procede con la definizione dei materiali tramite il comando MP, nel quale si specifica rispettivamente la proprietà meccanica che si vuole assegnare, il numero del materiale e la variabile con il valore della proprietà meccanica [62]. Avendo la possibilità di assegnare le diverse proprietà e un numero di materiali che varia a seconda delle esigenze della simulazione, si possono creare laminati complessi costituiti da materiali differenti.

5.3.3 Definizione dei layer

La definizione degli strati è una fase fondamentale nella modellazione di un laminato composito, poiché in questa parte vengono specificati gli spessori, i materiali e l’orientamento delle singole lamine. Prima di tutto si definisce il comando SECTYPE, necessario per la creazione di una nuova sezione di tipi SHELL; in secondo luogo si utilizza l’opzione SECNUM per associare la sezione appena definita agli elementi che verranno generati. La creazione dei *layer* vera e propria avviene tramite una serie di comandi SECDATA, ognuno dei quali rappresenta uno strato del laminato. Ogni riga SECDATA contiene tre informazioni: lo spessore della lamina, il numero del materiale assegnato e l’orientazione delle fibre rispetto all’asse di riferimento dell’elemento.

5.3.4 Geometria e *mesh*

Nel caso dei codici usati in questo lavoro, l'ultimo *step* del modulo PREP7 è la creazione della geometria, la definizione dell'elemento della *mesh* e la selezione dell'intero oggetto per l'applicazione della *mesh*. Per la realizzazione dei *patch* viene usata una geometria rettangolare, tramite il comando RECTNG, 0, L, 0, b, con $L = 130 \text{ mm}$, mentre $b = 13 \text{ mm}$. La *mesh* utilizzata presenta degli elementi di dimensione pari ad uno ed è uguale in tutte le zone del provino. Nella figura 5.4 viene riportato un esempio di *mesh*.

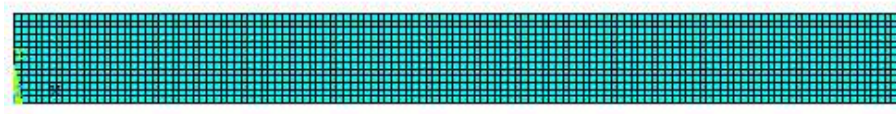


FIGURA 5.4: Esempio di una *mesh* con dimensione di elementi pari a 1

5.4 Simulazione della prova di trazione

L'obiettivo della simulazione è riprodurre il comportamento del laminato composito sottoposto a una prova di trazione uniassiale, applicando un carico lungo la sua direzione longitudinale, che coincide con l'asse principale di resistenza del materiale. La configurazione numerica prevede il vincolo della porzione sinistra del *patch*, modellata come un incastro che impedisce lo spostamento in direzione della trazione ma consente le altre deformazioni, in analogia con il morsetto della macchina di prova. Sul lato opposto viene applicata una forza lungo l'asse X, così da generare uno stato tensionale puramente assiale e valutare la risposta del laminato in termini di tensioni, deformazioni e rigidità equivalente.

5.4.1 Configurazione utilizzata

Il laminato utilizzato nelle simulazioni è composto da otto lamine di materiale fibro-rinforzato e da due *layer* di Onyx, uno sottostante e una sovrastante, di spessore quadruplo rispetto alle lamine di materiale fibro-rinforzato. La configurazione di laminato utilizzata per entrambe le tipologie di fibre può essere indicata tramite la tipica notazione utilizzata nella teoria classica dei laminati [54]: $[0_O/90_f/-45_f/45_f/0_f]_S$.

Si tratta di un laminato simmetrico e bilanciato nel quale:

- la sequenza numerica rappresenta l'orientamento delle fibre in ogni *layer*;
- il pedice della parentesi quadra indica la simmetria del laminato;
- i pedici rappresentano materiale con il quale è costituita la lamina, ad esempio Onyx (O), lamina rinforzata con fibra (f) che può essere carbonio (C) o Kevlar (K);

Nella figura 5.5 è riportata la rappresentazione schematica dei vari orientamenti delle fibre e dello spessore dei *layer*.

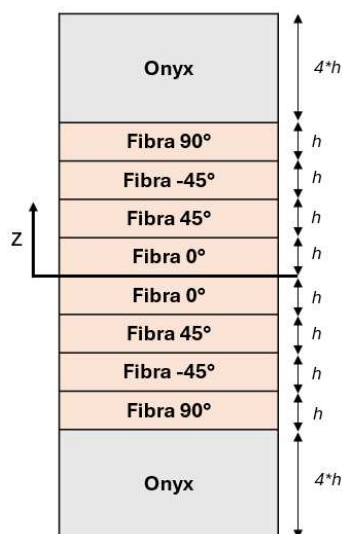


FIGURA 5.5: Configurazione generale per la trazione

Per semplicità modellistica, sia nei calcoli analitici sia nelle simulazioni numeriche è stato assegnato un orientamento anche agli strati di Onyx posti superiormente e inferiormente alle lamine rinforzate, nonostante tali strati non contengano fibre continue e siano costituiti esclusivamente dalla matrice polimerica. Questa scelta si è resa necessaria ai fini dell'implementazione del modello analitico e della definizione del *layup* nella simulazione FEM. Tuttavia, essa non influenza i risultati ottenuti, poiché l'Onyx è considerato come materiale isotropo, quindi, presenta una risposta meccanica indipendente dalla direzione di applicazione delle sollecitazioni.

5.4.2 Condizioni al contorno

Nella fase di soluzione viene innanzitutto impostata un'analisi statica per imporre le condizioni al contorno necessarie a riprodurre la prova di trazione. Il lato sinistro del provino viene modellato come un vincolo di incastro traslazionale lungo la direzione di trazione. In pratica, si impedisce lo spostamento dei nodi con coordinata $X = 0$ lungo l'asse X , mantenendo invece libere le altre direzioni e le rotazioni, così da evitare l'introduzione di vincoli eccessivamente rigidi che altererebbero la risposta del laminato. La selezione dei nodi avviene tramite il comando `NSEL`, che isola tutti i nodi appartenenti alla sezione sinistra del provino, mentre il comando `D` impone lo spostamento nullo in direzione UX . Questa scelta corrisponde fisicamente al morsetto della macchina di trazione, che blocca il provino impedendogli di arretrare lungo l'asse di carico, ma gli consente di deformarsi liberamente nelle altre direzioni. In questo modo il modello FEM

riproduce un vincolo realistico, evitando sovra-vincoli che genererebbero stati tensionali artificiali e garantendo che la deformazione sia puramente assiale, come richiesto da una prova di trazione correttamente eseguita. Per evitare che il provino sviluppi rotazioni o traslazioni indesiderate durante la trazione, viene individuato e vincolato un nodo centrale nella sezione a $X = 3 \text{ mm}$. Tale nodo funge da vincolo di stabilizzazione, necessario per impedire movimenti rigidi dell'intero modello senza alterare la risposta assiale del laminato. La sua individuazione avviene selezionando inizialmente una fascia di nodi attorno alla coordinata $X = 3 \text{ mm}$, tramite il comando NSEL, per poi determinarne il centro geometrico mediante un comando *GET che estrae i valori minimi e massimi delle coordinate Y e Z . Una volta calcolate le coordinate centrali, la selezione viene ulteriormente raffinata per isolare il nodo più vicino a tale posizione, che viene identificato come nodo centrale. Su questo nodo vengono imposti vincoli di spostamento in UY e UZ , oltre alle tre rotazioni $ROTX$, $ROTY$ e $ROTZ$, tramite il comando D. Questa scelta consente di eliminare i gradi di libertà che potrebbero generare instabilità numeriche o rotazioni spurie, garantendo che la deformazione del provino rimanga puramente assiale e coerente con le condizioni di una prova di trazione correttamente eseguita. Nella figura 5.6 viene riportata la rappresentazione dei vincoli utilizzati.

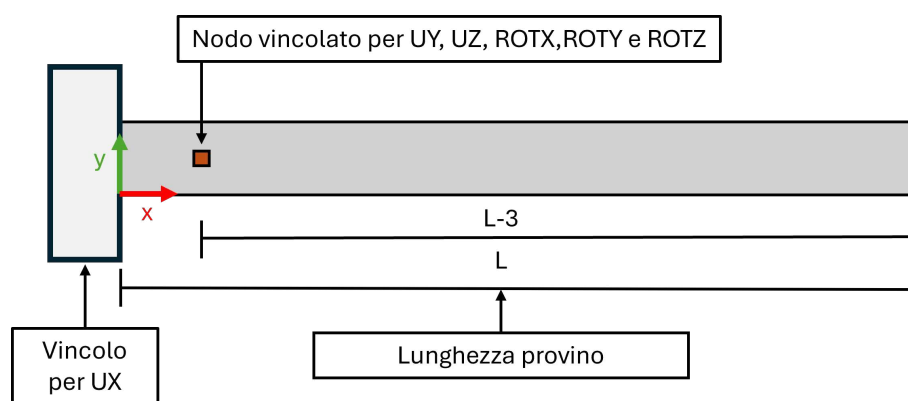


FIGURA 5.6: Schema della disposizione vincoli nella prova di trazione

5.4.3 Applicazione del carico

L'applicazione del carico di trazione viene realizzata imponendo una forza distribuita sul lato destro del provino, in corrispondenza della sezione con coordinata $X = L$. I nodi appartenenti a tale sezione vengono selezionati tramite NSEL e il loro numero viene determinato automaticamente mediante il comando *GET. La forza totale da applicare viene suddivisa equamente tra tutti i nodi selezionati, calcolando la forza per nodo come rapporto tra il carico totale e il numero di nodi caricati. Tale valore viene applicato a ciascun nodo tramite il comando F, imponendo una forza in direzione X , cioè lungo l'asse di trazione. Questa procedura garantisce una distribuzione uniforme del carico, evitando

concentrazioni di forza che potrebbero generare effetti locali non rappresentativi della prova reale. Una volta applicato il carico, la selezione dei nodi viene ripristinata con NSEL, ALL e l'analisi viene risolta tramite SOLVE, assicurando una simulazione coerente con le condizioni sperimentali della trazione uniassiale. Nella figura 5.7 è riportata la rappresentazione grafica del carico applicato.

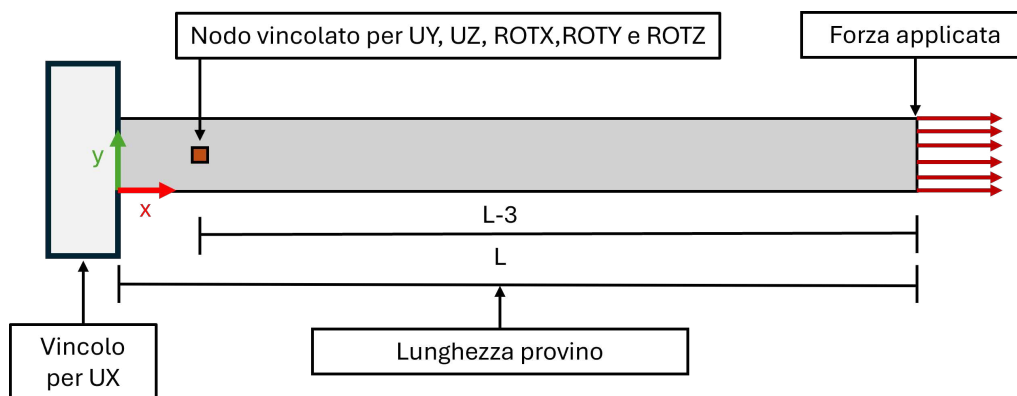


FIGURA 5.7: Schema del carico applicato nella prova di trazione

5.4.4 Estrazione dei risultati

Per la prova di trazione, l'estrazione dei risultati è stata focalizzata sui nodi centrali della sezione, dove lo stato tensionale risulta rappresentativo della sollecitazione assiale applicata. Dopo la risoluzione dell'analisi, sono state interrogate le componenti di tensione e deformazione σ e ε per ciascun *layer* del laminato, utilizzando i comandi di *post-processing* di *Mechanical APDL* e selezionando i punti caratteristici dell'elemento SHELL (superficie superiore, mediana e inferiore). Questa procedura consente di ottenere grandezze confrontabili con la teoria dei laminati e con i dati sperimentali, evitando effetti locali non rappresentativi e garantendo una lettura coerente dello stato di trazione uniassiale.

Per ottenere una visione grafica dei risultati, *Ansys APDL* permette di realizzare i *contour plot* per ogni strato del laminato. Questo è possibile grazie al comando PLNSOL, nel quale si seleziona la variabile che si vuole rappresentare e la relativa componente. In questo lavoro, è interessante visualizzare i *contour plot* per ogni *layer* con differente orientamento di fibre: per fare ciò si utilizza un ciclo *DO, i, 1, 10, il quale serve per ottenere la visualizzazione grafica dei risultati per tutti i *ply*.

5.5 Simulazione della prova di flessione a tre punti

La prova di flessione a tre punti è una configurazione sperimentale largamente utilizzata per caratterizzare la rigidità flessionale e la resistenza dei materiali compositi. In questa

configurazione, il provino è appoggiato su due supporti distanziati tra loro e viene caricato verticalmente in mezzzeria, generando un campo di tensioni dominato dalla curvatura: le fibre superiori entrano in compressione, mentre quelle inferiori sono soggette a trazione. Per riprodurre numericamente tale condizione, il modello FEM deve replicare fedelmente la cinematica dei supporti reali, tipicamente costituiti da una cerniera e da un carrello, così da consentire alla trave di deformarsi liberamente senza introdurre vincoli eccessivi. Il carico centrale viene applicato come forza distribuita su una piccola regione attorno alla mezzzeria, evitando concentrazioni di sforzo non fisicamente rappresentative.

5.5.1 Configurazione utilizzata

Il laminato utilizzato per la prova di flessione a tre punti è composto da sedici lamine di materiale fibro-rinforzato e la configurazione di laminato utilizzata per entrambe le tipologie di fibre è riportata secondo la notazione tipica dei laminati: $[0_O] / [0_f/45_f/-45_f/90_f]_s / [0_O] / [/0_f/45_f/-45_f/90_f]_s / [0_O]$.

Nella notazione compatta è presente:

- la sequenza numerica rappresenta l'orientamento delle fibre in ogni *layer*;
- il pedice della parentesi quadra indica la simmetria del laminato;
- i pedici rappresentano materiale con il quale è costituita la lamina, ad esempio Onyx (O), lamina rinforzata con fibra (f) che può essere carbonio (C) o Kevlar (K);

Anche in questo caso, gli strati di Onyx presentano spessore quadruplo rispetto ai *layer* rinforzati. A differenza della configurazione per la simulazione di trazione, si è scelto di porre nella parte dei *layer* di Onyx per garantire maggiore rigidità al laminato. Nella figura 5.8 è riportata una rappresentazione schematizzata del laminato.

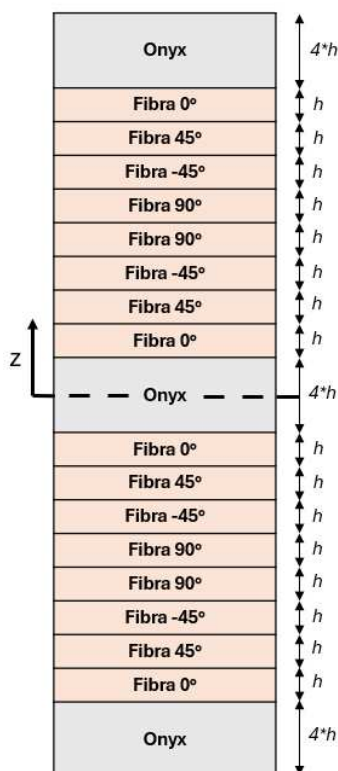


FIGURA 5.8: Configurazione generale per la flessione a tre punti

5.5.2 Condizioni al contorno

Nella modellazione della prova di flessione a tre punti, i vincoli sono assegnati in modo da riprodurre le condizioni di appoggio sperimentali, mediante una cerniera sul lato sinistro e un carrello sul lato destro. Sebbene il provino abbia una lunghezza complessiva di 130 mm, gli appoggi sono collocati a una distanza di 60 mm tra loro, in modo da riprodurre le condizioni iniziali simili ad una prova di flessione a tre punti reale. La cerniera viene realizzata selezionando i nodi con coordinata $X = 35$ e $Y = \frac{b}{2}$, tramite il comando NSEL, imponendo poi lo spostamento nullo in direzione UZ per simulare l'appoggio verticale e in UY per evitare traslazioni globali indesiderate. Per eliminare eventuali moti rigidi residui lungo l'asse X , viene individuato un nodo sul lato sinistro tramite *GET e gli viene imposto lo spostamento nullo in UX , per evitare di introdurre sovra-vincoli.

Il carrello viene invece modellato selezionando i nodi con $X = L - 35$ e $Y = \frac{b}{2}$, imponendo lo spostamento nullo in UZ ma lasciando libera la traslazione in X , così da permettere il movimento longitudinale tipico di un appoggio scorrevole; per evitare rotazioni rigide dell'intero provino, viene inoltre bloccata la rotazione attorno all'asse Z tramite il comando D. Nella figura 5.9 viene riportata la rappresentazione dei vincoli inseriti.

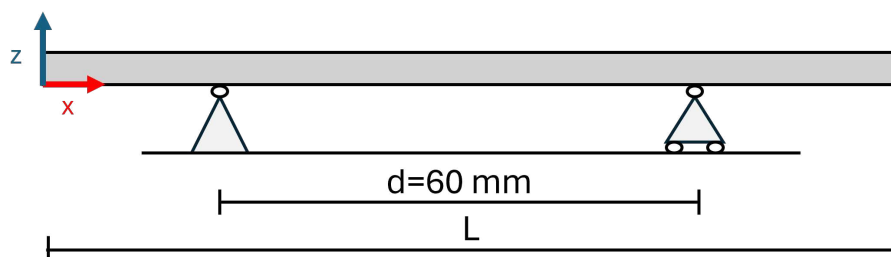


FIGURA 5.9: Schema della disposizione dei vincoli nella prova di flessione a tre punti

5.5.3 Applicazione del carico

Il carico di flessione viene applicato in corrispondenza della mezzeria del provino, selezionando i nodi con coordinata $X = \frac{b}{2}$ e $Y = \frac{b}{2}$ tramite NSEL. La forza per nodo viene calcolata come valore negativo in direzione Z, in quanto il carico applicato è verso il basso. Questa procedura consente di simulare un carico distribuito su una piccola area. Una volta applicato il carico, la selezione viene ripristinata con ALLSEL, e l'analisi viene risolta tramite SOLVE, ottenendo la risposta flessionale del laminato sotto carico centrale. Inoltre, per la prova di flessione a tre punti, è importante selezionare un nodo per estrarre lo spostamento massimo. Nella figura 5.10 è mostrato il carico applicato nel *patch*.

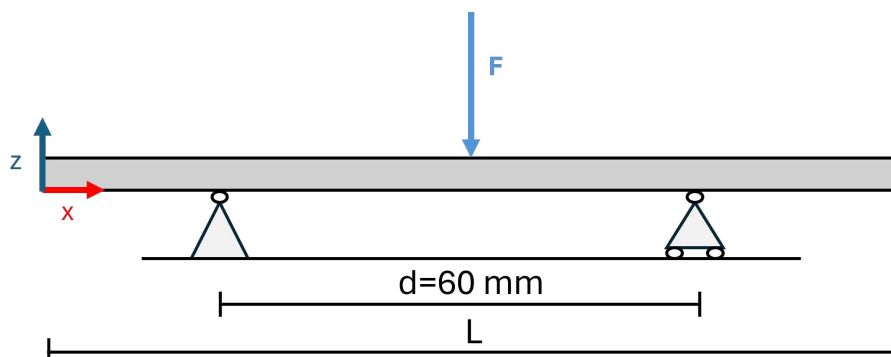


FIGURA 5.10: Carico nella prova di flessione a tre punti

5.5.4 Estrazione dei risultati

Per la prova di flessione a tre punti, l'estrazione dei risultati è stata condotta selezionando i nodi ed elementi in mezzeria, dove la curvatura e le tensioni flessionali raggiungono i valori massimi. Per ciascun *layer* del laminato sono state estratte le componenti di tensione e deformazione σ e ε ai tre punti caratteristici dell'elemento SHELL (*top*, *mid*, *bottom*), così da ricostruire la distribuzione flessionale attraverso lo spessore. Lo spostamento verticale è stato ricavato dal nodo centrale su cui è applicato il carico, permettendo di ottenere lo spostamento massimo. Questa procedura garantisce una lettura

accurata del comportamento flessionale, evidenziando la simmetria del laminato e la corretta distribuzione delle tensioni di trazione e compressione nelle fibre esterne.

Anche per la simulazione di flessione a tre punti, è importante visualizzare grafica dei risultati tramite i *contour plot* per ogni strato del laminato. Il comando utilizzato è sempre PLNSOL, nel quale si seleziona la variabile che si vuole rappresentare e la relativa componente. È interessante visualizzare i *contour plot* per ogni *layer* con differente orientamento di fibre: per fare ciò si utilizza un ciclo *DO, i, 1, 19, il quale serve per ottenere la visualizzare graficamente i risultati per tutti i *ply*.

Capitolo 6

Progettazione e realizzazione dei *patch* tramite stampa 3D

In questo capitolo viene illustrato il processo di progettazione e realizzazione dei *patch* mediante tecnologia di stampa FFF (*Fused Filament Fabrication*), utilizzando le medesime configurazioni riportate nel capitolo 5. Successivamente vengono descritte le attività di caratterizzazione meccanica effettuate sui rinforzi mediante prove di trazione e flessione, con l'obiettivo di valutarne il comportamento fisico-meccanico al variare delle condizioni di carico applicate.

6.1 Tecnologia di stampa FFF e stampante *Markforged*

Le tecnologie di produzione additiva (AM) offrono la possibilità di ottenere notevoli risparmi sui costi grazie alla riduzione degli scarti di materiale e alla capacità di produrre geometrie complesse senza l'uso di utensili. Per questo motivo, hanno suscitato notevole interesse nell'ultimo decennio [57]. Le procedure operative fondamentali per la creazione di un oggetto tramite la tecnologia 3DP consistono in tre fasi di base, ovvero la creazione di un modello 3D, lo *slicing* e la stampa. Innanzitutto, è necessario sviluppare un oggetto 3D virtuale utilizzando un software CAD in grado di generare un formato di file completo che sia facilmente leggibile dal software di *slicing*. Quest'ultimo è progettato per lavorare su ogni strato 2D del modello 3D di un oggetto, elaborare e trasferire tali informazioni alla stampante per la stampa in una struttura fisica. Le tecnologie di stampa differiscono tra loro principalmente in base al meccanismo di stampa e alle forme fisiche dei materiali di partenza [16].

6.1.1 Tecnologia FFF

La tecnologia FFF (*Fused Filament Fabrication*), nota anche come FDM (*Fused Deposition Modeling*), rappresenta una delle principali tecnologie impiegate per la realizzazione di compositi rinforzati con fibre continue. Il processo prevede generalmente l'utilizzo di due sistemi di alimentazione distinti: uno dedicato al materiale di matrice, costituito tipicamente da un polimero termoplastico e uno destinato al filamento di rinforzo continuo (figura 6.1). All'interno dell'ugello di estrusione confluiscono sia

il materiale termoplastico sia la fibra continua, che vengono fatte passare attraverso il nucleo dell'ugello stesso. Nella produzione additiva di compositi fibro-rinforzati continui (*Continuous Fiber Reinforced Polymer Composites*, CFRPC) possono essere adottate differenti strategie di integrazione tra matrice e rinforzo ma, nell'approccio più utilizzato nei sistemi FFF, il materiale termoplastico viene fuso all'interno dell'ugello e impregna direttamente le fibre continue, che vengono trascinate dal flusso del polimero fuso senza richiedere sistemi di alimentazione dedicati. Durante il processo di stampa, il riscaldamento dell'ugello porta alla fusione del materiale termoplastico, consentendo l'impregnazione della fibra e la deposizione simultanea di matrice e rinforzo sul piano di costruzione. La temperatura di estrusione viene selezionata in funzione delle proprietà termiche del polimero impiegato, al fine di garantire adeguata fusione e adesione tra i materiali. Una volta depositato, il materiale si solidifica rapidamente aderendo allo strato precedentemente realizzato e contribuendo alla formazione della struttura finale. La testina di stampa si muove nel piano XY seguendo la traiettoria definita dal modello CAD tridimensionale elaborato dal software di *slicing*, realizzando progressivamente ciascuno strato del componente. Il movimento lungo la direzione Z , corrispondente allo spessore dello strato depositato, è invece effettuato dalla piattaforma di costruzione fino al completamento del manufatto. L'introduzione di fibre continue comporta un notevole incremento delle proprietà meccaniche rispetto ai materiali non rinforzati, con miglioramenti della resistenza a trazione che possono raggiungere valori fino a cinque volte superiori. Tuttavia, elevati contenuti di rinforzo possono causare fenomeni di intasamento dell'ugello; tale problematica può essere mitigata mediante sistemi di deposizione separati, nei quali la fibra viene incapsulata direttamente dal materiale termoplastico estruso [16, 56].

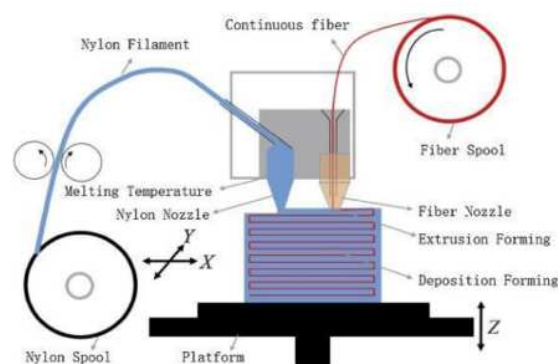


FIGURA 6.1: Schema generale della tecnologia di stampa FFF [16]

6.1.2 Stampante *Markforged*

La stampante utilizzata per la realizzazione dei *patch* è prodotta dalla società *Markforged*, fondata nel 2013, la prima ad aver utilizzato la tecnologia a fibre continue rinforzate (CFR, *Continuous Fiber Reinforcement*). Ciò che rende questa tecnica innovativa è l'utilizzo di due estrusori, di cui il primo è adibito alla deposizione del materiale della matrice (solitamente Onyx), mentre il secondo permette la deposizione delle fibre continue (vetro, carbonio o Kevlar).

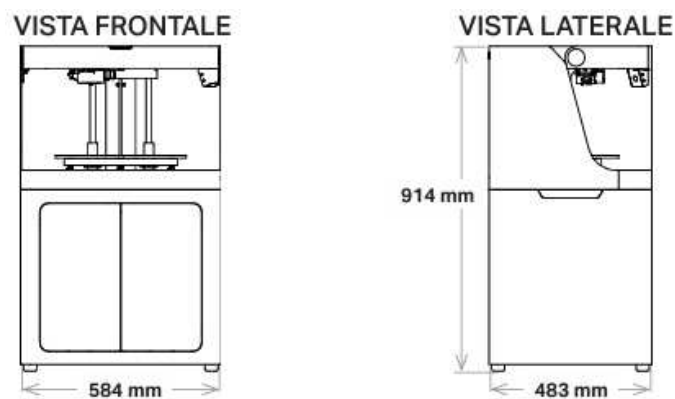


FIGURA 6.2: Vista frontale e laterale della stampante *Markforged X7 Industrial* [17]

Il modello di stampante riportato nella figura 6.2 sopra è altamente migliore rispetto ai modelli precedenti in termini di precisione, di velocità di stampa, gamma di materiali disponibili e reperibilità dei risultati. La *Markforged X7 Industrial* comprende anche il software *Eiger*, che permette di esportare i file CAD in formato STL, per poi selezionare i parametri di stampa tipici, come l'altezza del *layer* e la densità di riempimento; inoltre, consente di definire con precisione le modalità di deposizione delle fibre.

6.2 Progettazione dei patch

In questa parte del lavoro di tesi si è effettuata la progettazione e realizzazione dei *patch* di materiale composito. L'obiettivo è riprodurre le configurazioni delle barrette adatte alla prova di trazione e di flessione utilizzate nel calcolo analitico e nella simulazione su *Ansys Mechanical*. Bisogna ricordare che le misure di lunghezza e larghezza scelte sono uguali a quelle dei precedenti lavori di tesi [51, 52]. L'unica dimensione variabile è lo spessore che dipende dal numero di *layer* stabiliti e dai vincoli dovuti alla stampante stessa, tra cui lo spessore minimo rinforzabile e la necessità di disporre quattro strati di matrice polimerica al di sotto e al di sopra dei *layer* con fibra rinforzante [52]. Al variare del materiale usato per il rinforzo cambia l'altezza dello strato e ciò è verificabile anche per le fibre usate in questo lavoro:

- Fibra di carbonio: altezza *layer* 0.125 mm;
- Fibra di Kevlar: altezza *layer* 0.1 mm.

Un aspetto fondamentale riguarda lo spessore minimo rinforzabile che dipende dal tipo di materiale che si utilizza come rinforzo:

- Fibra di carbonio: spessore minimo rinforzabile di 1.125 mm;
- Fibra di Kevlar: spessore minimo rinforzabile di 0.9 mm.

Tener conto di questo aspetto è essenziale in quanto determina il funzionamento corretto della stampante *Markforged* [64]. Nello studio effettuato durante questo lavoro di tesi questa condizione è rispettata perché, per le necessità di progetto, i *patch* saranno necessariamente maggiori rispetto allo spessore minimo rinforzabile. Per generalizzare lo studio sulle proprietà meccaniche dei compositi fibro-rinforzati, nella progettazione delle barrette sono state realizzate differenti configurazioni di deposizione del rinforzo, al fine di valutare l'influenza dell'orientamento delle fibre sul comportamento meccanico dei campioni sottoposti a prove di trazione e flessione.

6.2.1 Configurazione dei *patch* per la prova di trazione

A differenza della configurazione del laminato per la prova di trazione descritta nel Capitolo 5, nell'Onyx non viene indicata nessun tipo di direzione di deposizione, in quanto essendo un materiale isotropo, la sua risposta meccanica non dipende dall'orientamento di deposizione.

In sostanza, i *patch* per la prova di trazione sono strutturati del seguente modo:

- quattro strati di Onyx sottostanti e sovrastanti i *ply* con materiale rinforzato;
- otto *layer* rinforzati con orientamenti delle fibre pari a $[90_f / -45_f / 45_f / 0_f]_s$.

Nella figura 6.3 è riportato tramite una raffigurazione indicativa ciò spiegato appena sopra: i *layer* neri rappresentano l'Onyx, mentre gli strati rossi indicano i *ply* con fibre rinforzate di carbonio o di Kevlar.

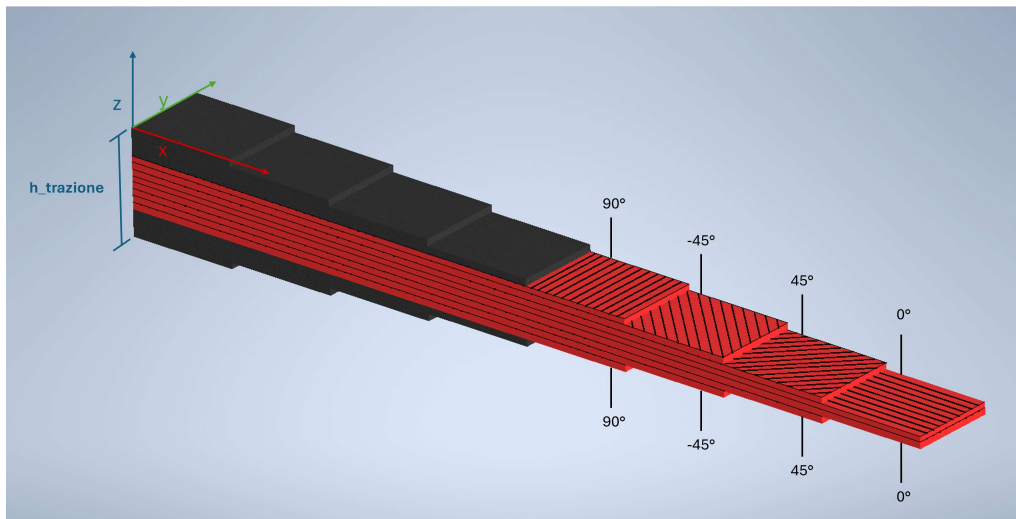


FIGURA 6.3: Rappresentazione schematica della disposizione degli strati per la configurazione a trazione

Per la creazione della geometria si è utilizzato *Autocad Inventor* e il file generato è successivamente convertito in formato STL, in modo da essere utilizzabile dallo *slicer*. Nella figura 6.4 sono riportate le quote nominali dei *patch*: la lunghezza e la larghezza rimane uguale per entrambi i materiali, mentre lo spessore $h_{trazione}$ è pari a 2 mm per il carbonio e 1.6 mm per il Kevlar.

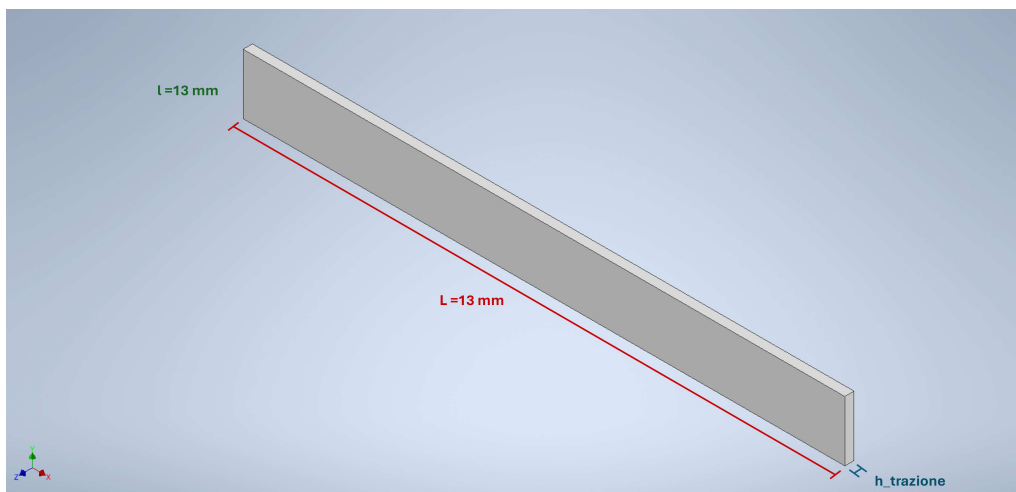


FIGURA 6.4: Geometria del *patch* disegnata sul CAD con le dimensioni nominali

6.2.2 Configurazione dei *patch* per la prova di flessione

Il laminato utilizzato per la prova di flessione a tre punti è composto da sedici lamine di materiale fibro-rinforzato e nello specifico la struttura è la seguente:

- quattro strati di Onyx sottostanti, nella parte centrale e sovrastanti i *ply* con materiale rinforzato;

- sedici *layer* rinforzati raggruppati in due porzioni con orientamenti delle fibre pari a $[0_f/45_f/-45_f/90_f]_s$ e intercalate da quattro strati di Onyx.

Nella figura 6.5 è riportato tramite una raffigurazione indicativa ciò spiegato appena sopra; anche in questo caso, i *layer* neri rappresentano l'Onyx, mentre gli strati rossi indicano i *ply* con fibre rinforzate di carbonio.

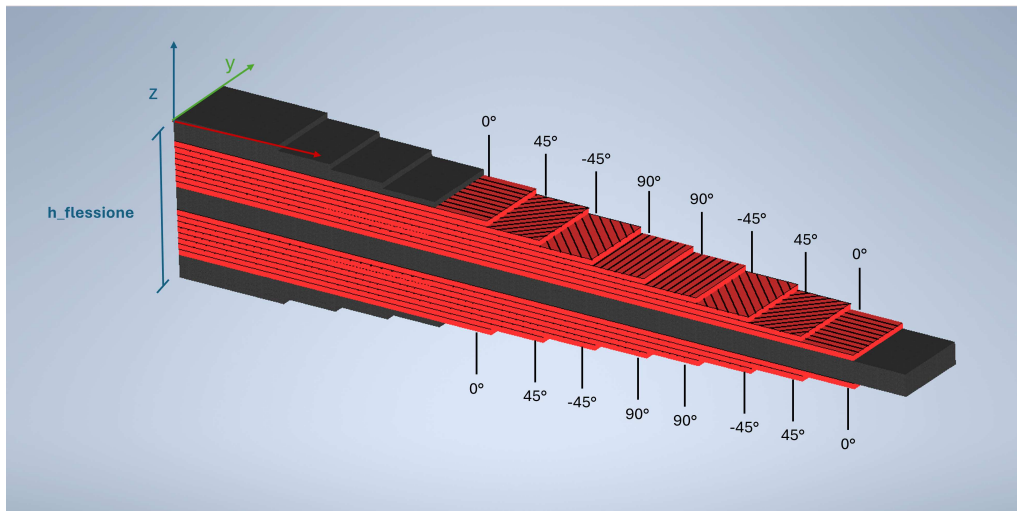


FIGURA 6.5: Raffigurazione schematica della disposizione degli strati per la configurazione per la flessione a tre punti

Nella figura 6.6 sono riportate le quote nominali per i *patch* realizzati con i due materiali di rinforzo differenti: la lunghezza e la larghezza rimangono uguali per entrambi i materiali, mentre lo spessore $h_{flessione}$ è pari a 3.5 mm per il carbonio.

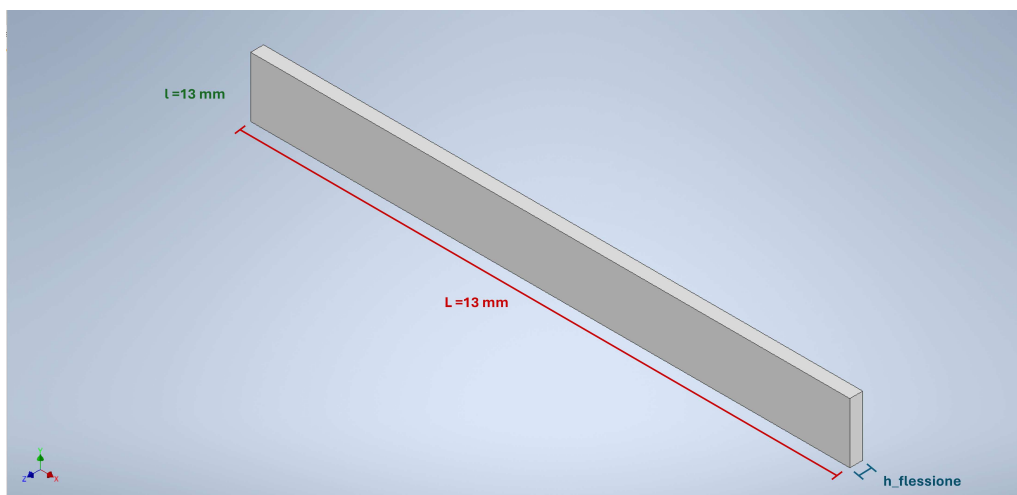


FIGURA 6.6: Geometria del *patch* disegnata sul CAD con le dimensioni nominali

6.2.3 Utilizzo del software Eiger

La stampante 3D *Markforged X7 Industrial* utilizza come *software* proprietario *Eiger*: consiste in una piattaforma integrata basata su *cloud*, progettata per semplificare e ottimizzare il processo di stampa. L'interfaccia consente all'utente di importare direttamente i file STL generati da qualsiasi software CAD, selezionare il materiale d'interesse e gestire la preparazione del file di stampa.

Un aspetto fondamentale durante la fase di stampa è che i *layer* di *roof* (superiore) e di *floor* (inferiore) devono essere realizzati in materiale polimerico non rinforzato e con un *infill* al 100%, indipendentemente dalla percentuale impostata dall'utente. Questa scelta è necessaria per garantire un adeguato compattamento delle fibre e assicurare la qualità strutturale del pezzo [64]. La prima interfaccia del software è riportata nella figura 6.7.

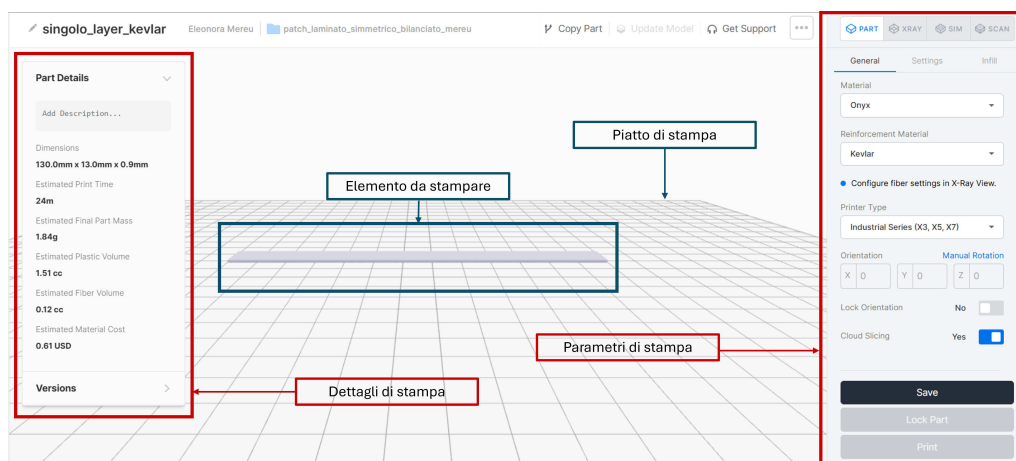


FIGURA 6.7: Interfaccia *software Eiger* dopo aver caricato il file STL

In particolare, vengono riquadrate le parti essenziali del programma che sono di interesse per effettuare correttamente e in modo adeguato la stampa. Nello specifico:

- i dettagli della parte servono per indicare le dimensioni dell'oggetto, la stima del tempo di stampa, il peso teorico che l'oggetto dovrebbe avere, i volumi stimati di fibra e matrice, e il costo stimato del materiale.
- I parametri generali della parte (*Part General*) nel quale si selezionano il materiale base, la tipologia di fibra di rinforzo e il modello di stampante *Markforged* utilizzato.
- Le impostazioni di settaggio (*Part Settings*) dove si definiscono fattori come la scala del modello, l'attivazione di supporti o *brim* e l'altezza del *layer*. Quest'ultima non è liberamente modificabile: il software la imposta automaticamente in funzione della fibra scelta.

- Le impostazioni del riempimento (*Part Infill*) che permettono di selezionare il tipo di *pattern* (triangolare, esagonale, rettangolare, giroide o solido), la densità del riempimento e il numero di *layer* superiori, inferiori e di parete.

Nella figura 6.8 vengono mostrati i parametri di stampa che si possono modificare e che sono stati appena spiegati sopra.

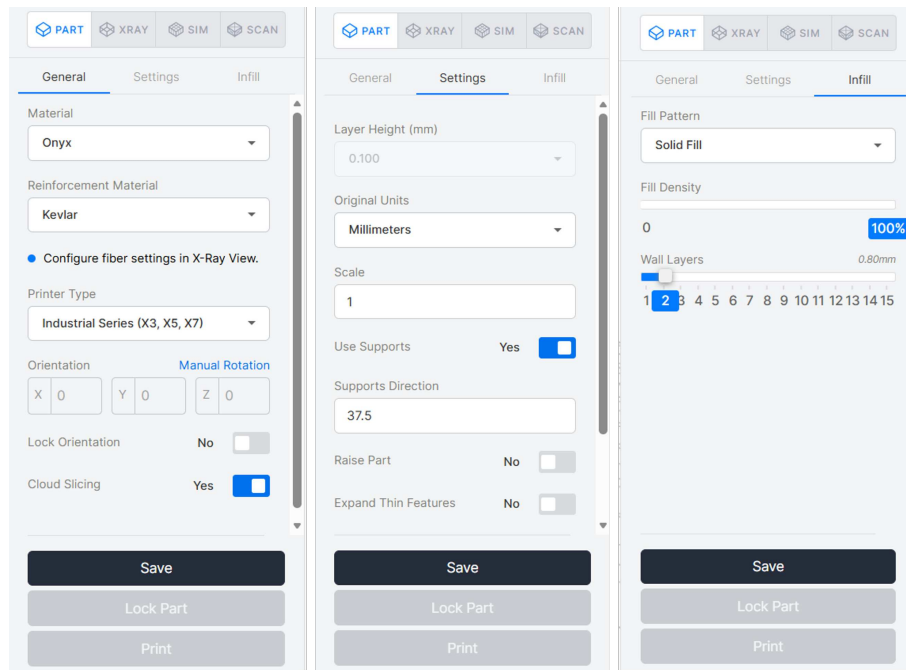


FIGURA 6.8: Parametri di stampa su *Eiger* che si possono modificare

Cambiando visualizzazione e cliccando su *XRay* si possono impostare le caratteristiche del rinforzo che quando si ha la fibra continua include il numero totale di *layer* da rinforzare, il pattern di deposizione (*Entire Group* o *Stripes*) e il tipo di riempimento della fibra, che può essere isotropo o concentrico.

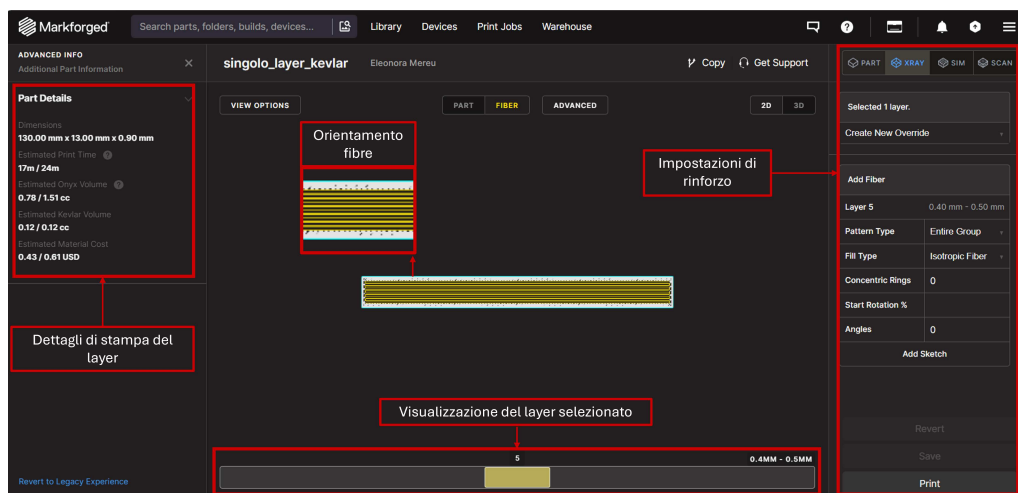


FIGURA 6.9: Interfaccia XRAY

Nel riempimento isotropo, le fibre sono disposte alternate con un orientamento predefinito, garantendo resistenza uniforme lungo il piano XY e migliorando la resistenza alla flessione (Figura 6.9). Per il presente lavoro di tesi si è scelto di utilizzare questa tipologia di riempimento.

Oltre alla tipologia di riempimento, è possibile impostare l'orientamento delle fibre per ciascun *layer*; tale parametro riveste un ruolo fondamentale in questo lavoro di tesi. Per riprodurre gli orientamenti utilizzati nelle simulazioni numeriche e consentire un confronto diretto con i risultati sperimentali, è necessario modificare la disposizione delle fibre in fase di *slicing*. Nel riquadro a destra della figura 6.9 è mostrata l'impostazione che consente di variare l'angolo di orientamento delle fibre. La figura 6.10 riporta un esempio di deposizione con fibre inclinate dove è rappresentata la deposizione delle fibre per il sesto *layer*, ovvero il secondo strato con fibra rinforzata. È fondamentale sottolineare che l'orientamento delle fibre mostrato in *XRay* è sempre riferito al sistema di coordinate della stampante, indipendentemente dall'orientamento del modello importato. Questo significa che gli angoli impostati dall'utente vengono interpretati rispetto agli assi fissi della macchina e non rispetto alla geometria del pezzo. In particolare, l'asse *X* corrisponde al movimento dell'estrusore da sinistra verso destra nel piano di stampa, mentre l'asse *Y* rappresenta lo spostamento in avanti e indietro sullo stesso piano.

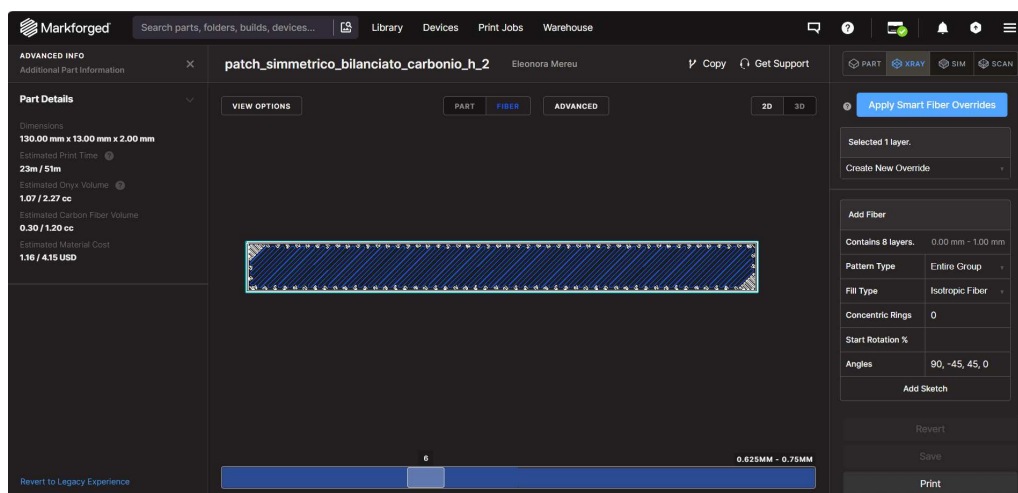


FIGURA 6.10: Esempio di fibre orientate con angolo di -45° rispetto agli assi XY del piatto di stampa

6.2.4 Fibre di rinforzo utilizzate: carbonio e Kevlar

La fibra di carbonio e la fibra di Kevlar rappresentano entrambi materiali di rinforzo ampiamente utilizzati nella stampa 3D con tecnologia *Markforged FFF*, ciascuno caratterizzato da proprietà meccaniche specifiche che li rendono adatti ad applicazioni differenti.

La fibra di carbonio è apprezzata per l'elevata resistenza a trazione, l'eccellente rigidità e il peso ridotto. Queste caratteristiche consentono di ottenere componenti con un elevato rapporto resistenza/peso, spesso idonei a sostituire elementi metallici in condizioni operative controllate. La sua principale peculiarità è la capacità di conferire al pezzo una notevole rigidità strutturale, rendendola ideale per applicazioni statiche o in cui la deformazione deve essere minimizzata.

La fibra di Kevlar, anch'essa impiegata come rinforzo continuo, si distingue invece per l'elevata tenacità e la resistenza agli urti. Pur presentando una rigidità inferiore rispetto al carbonio, offre un'ottima capacità di assorbire energia e di deformarsi senza rompersi, risultando particolarmente adatta a componenti soggetti a sollecitazioni dinamiche, vibrazioni o impatti, dove la resilienza è un requisito fondamentale.

La scelta del carbonio e del Kevlar deriva dalla necessità di confrontare un materiale estremamente rigido con uno più tenace, per valutare quale delle proprietà sia più vantaggiosa nel contesto del busto ortopedico anche in riferimento ai costi di produzione. Un parametro fondamentale per valutare l'efficacia del rinforzo è la frazione volumetrica di fibra (V_f), che rappresenta il rapporto tra il volume della fibra e il volume totale del composito. Essa può essere calcolata in modo analitico conoscendo lo spessore del *layer* di fibra, il numero di strati rinforzati e le dimensioni complessive del campione. L'espressione generale è:

$$V_f = \frac{V_{\text{fibra}}}{V_{\text{totale}}} \quad (6.1)$$

dove V_{fibra} corrisponde al volume occupato dalla fibra di carbonio e V_{totale} al volume complessivo del pezzo stampato, che dipenderà dal numero di *layer* di rinforzo. Nel caso in esame, si è effettuato un primo calcolo analitico della frazione volumetrica, assumendo le condizioni geometriche e i parametri di deposizione imposti da *Eiger*. Successivamente, il valore teorico è stato confrontato con quello restituito direttamente dal *software Eiger*, il quale fornisce in output la percentuale volumetrica di rinforzo applicata al modello (figure 6.11 e 6.12). Il volume di fibre per il carbonio è pari a 150 mm^3 , mentre per il Kevlar è pari a 120 mm^3 .

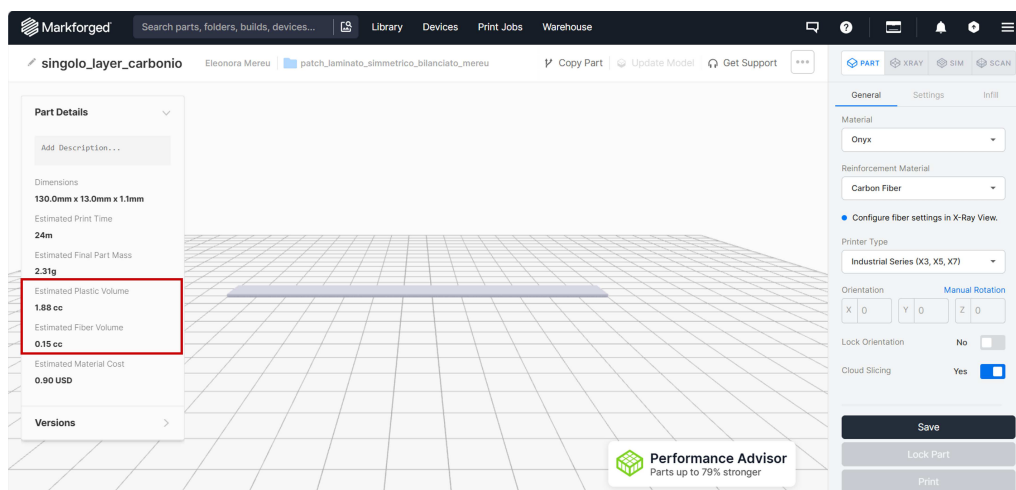


FIGURA 6.11: Visualizzazione dei valori di volume di riempimento della matrice polimerica e della fibra di rinforzo per il carbonio

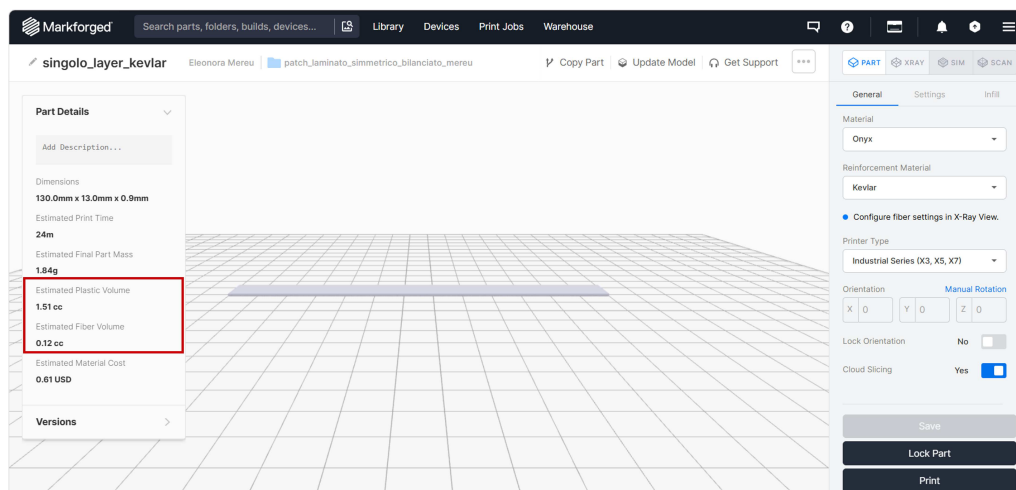


FIGURA 6.12: Visualizzazione dei valori di volume di riempimento della matrice polimerica e della fibra di rinforzo per il Kevlar

Questa procedura consente non solo di avere un controllo diretto sulla quantità di fibra inserita, ma anche di confrontare in maniera quantitativa diverse strategie di rinforzo, ottimizzando così le prestazioni meccaniche del componente stampato.

6.2.5 Stampa delle diverse configurazioni di patch

Il risultato della stampa con rinforzo in fibra di carbonio per la trazione è riportato in figura 6.13, in cui è possibile osservare il componente realizzato a partire dalle impostazioni di *Eiger* descritte in precedenza.

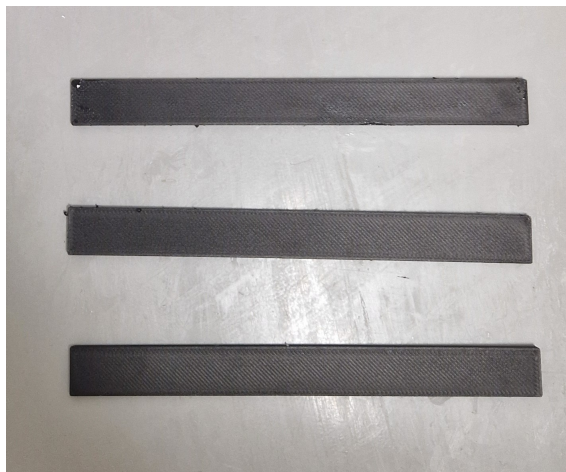


FIGURA 6.13: Risultato finale della stampa dei *patch* in carbonio nella configurazione per la prova di trazione

Il risultato della stampa con rinforzo in Kevlar per la prova di trazione è riportato in Figura 6.14, evidenziando il componente ottenuto seguendo le impostazioni descritte.

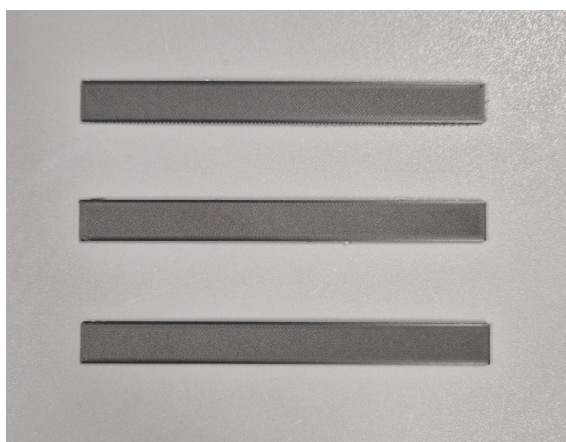


FIGURA 6.14: Risultato finale della stampa dei *patch* in Kevlar nella configurazione per la prova di trazione

Il risultato della stampa con rinforzo in fibra di carbonio per la flessione a tre punti è riportato nella figura dove è possibile osservare il componente realizzato a partire dalle impostazioni di *Eiger* descritte in precedenza.

Stampati i provini, si è proceduto alla loro quotatura, ottenendo misure precise di lunghezza, larghezza e spessore di ciascun campione. Questi dati sperimentali saranno utilizzati come riferimento per i calcoli della prova di trazione. Di seguito, nelle tabelle 6.1 e 6.2, vengono riportate le quote dei provini stampati.

ID	h1	h2	h3	l1	l2	l3	L	Area ($h_{tot} * l$)
C1	2.13	2.13	2.14	13.16	13.17	13.18	130.34	28.10
C2	2.13	2.13	2.13	13.21	13.22	13.24	130.33	28.17
C3	2.13	2.13	2.13	13.24	13.27	13.27	130.35	28.24

TABELLA 6.1: Quote dei provini con rinforzo di carbonio per la prova di trazione

ID	h1	h2	h3	l1	l2	l3	L	Area ($h_{tot} * l$)
K1	1.68	1.68	1.65	13.17	13.27	13.17	130.3	22.05
K2	1.69	1.68	1.65	13.70	13.12	13.15	130.17	22.29
K3	1.68	1.69	1.68	13.40	13.24	13.36	130.21	22.44

TABELLA 6.2: Quote dei provini con rinforzo di Kevlar per la prova di trazione

Si è proceduto allo stesso modo per la stampa dei provini per la prova di flessione a tre punti. Il risultato della stampa con rinforzo in fibra di carbonio è riportato nella figura 6.15, dove è possibile osservare il componente realizzato a partire dalle impostazioni di *Eiger* descritte in precedenza.

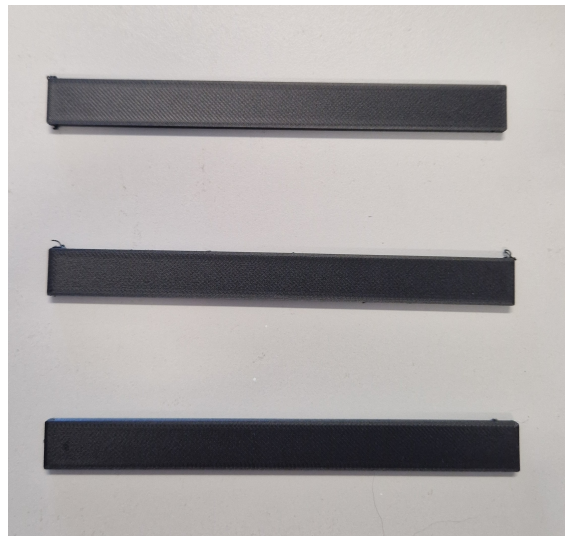


FIGURA 6.15: Risultato finale della stampa dei patch in carbonio nella configurazione per la prova di flessione

Anche in questo caso, dopo aver terminato la stampa, si è proceduto alla loro quotatura, ottenendo misure precise di lunghezza, larghezza e spessore di ciascun campione. Di seguito, nella tabella 6.3 sono riportate le quote dei provini con il rinforzo in carbonio per la flessione a tre punti.

ID	h1	h2	h3	l1	l2	l3	media L	Area ($h_{rot} * l$)
C1	3.63	3.66	3.65	13.27	13.26	13.26	130.43	48.36
C2	3.62	3.63	3.62	13.22	13.21	13.23	130.36	47.90
C3	3.63	3.63	3.63	13.24	13.23	13.23	130.39	48.04

TABELLA 6.3: Quote dei provini con rinforzo di carbonio per la prova di flessione a tre punti

6.3 Comportamento meccanico dei *patch*

L'obiettivo della seguente sezione è di presentare le modalità di caratterizzazione meccanica scelte per analizzare il comportamento dei *patch* rispetto a diverse sollecitazioni meccaniche. Nello specifico, vengono descritte due tipologie di prove: trazione e flessione a tre punti. I test sono stati svolti presso il *MATeRial mechanics LABoratory (Mate-Lab)* del Dipartimento di Ingegneria Industriale e dell'Informazione dell'Università di Pavia. La macchina utilizzata per entrambe le prove è la *MTS Insight*. Essa consente di eseguire svariate tipologie di prove meccaniche standard a forza media, tra cui:

- prova di trazione;
- prova di compressione;
- prova di flessione;
- prova di resistenza al taglio;
- prova di *peeling* (o strappo);
- prova di *creep* e rilassamento da stress;
- prova multi-ciclo.

Il sistema è controllato tramite il *Real Time Digital Control System*, che integra un'applicazione *software* sviluppata in ambiente *LabVIEW*. Il *software* opera su un sistema *real-time* dedicato e comunica via connessione *Ethernet* con un computer incorporato nella macchina. L'utente, tramite una semplice interfaccia, può configurare facilmente i parametri di prova (carico, velocità, forma d'onda, numero di cicli, *set-point*), monitorare in tempo reale i segnali (forza, spostamento, tempo), azzerare i valori iniziali e acquisire i dati con precisione. Durante l'esecuzione del test, il *software* invia i comandi al *controller* della macchina per la gestione del carico applicato, raccogliendo in tempo reale i dati della prova. Al termine del test, viene generato un *file .dat* comprendente

sia la visualizzazione numerica dei risultati (forza [kN], spostamento [mm], tempo [s]) sia le relative curve carico-spostamento, utili per l'analisi delle proprietà meccaniche del materiale esaminato.

L'esecuzione di tali prove sarà necessaria per effettuare un confronto con i risultati ottenuti dalle simulazioni numeriche delle prove meccaniche e i calcoli analitici.

Di seguito verranno descritte più nel dettaglio le prove di trazione e di flessione a tre punti, evidenziando l'organizzazione e l'esecuzione delle due prove sperimentali.

6.3.1 Svolgimento test di trazione

La prova di trazione rappresenta una delle metodologie più utilizzate per la caratterizzazione meccanica dei materiali, in quanto consente di determinarne le principali proprietà, quali resistenza, rigidità e capacità deformativa prima del cedimento. Nel caso dei *patch* rinforzati realizzati mediante stampa 3D, tale prova assume un ruolo fondamentale poiché permette di verificare sperimentalmente l'efficacia delle configurazioni precedentemente analizzate tramite simulazioni numeriche in ambiente *Ansys APDL*. In particolare, l'obiettivo è valutare il contributo delle fibre continue di rinforzo al miglioramento delle prestazioni meccaniche del composito, mantenendo al contempo contenuti peso e ingombro del componente.

La prova consiste nell'applicazione di un carico assiale crescente al provino mediante uno spostamento imposto a velocità costante, fino al raggiungimento della rottura o di una deformazione prefissata. Durante il test vengono registrati in modo continuo il carico applicato e il corrispondente allungamento del campione. Attraverso un'opportuna fase di *post-processing*, i dati acquisiti vengono elaborati per ottenere la curva sforzo-deformazione (*stress-strain*), dalla quale è possibile ricavare parametri fondamentali quali il modulo elastico, la tensione massima raggiunta, la deformazione a rottura e il carico massimo.

Al fine di garantire l'affidabilità e la ripetibilità dei risultati, le prove sono state condotte in accordo con lo standard ASTM D3039 [65], specificamente sviluppato per la caratterizzazione di materiali compositi rinforzati con fibre continue. Tale normativa definisce le caratteristiche geometriche dei provini, le modalità di applicazione del carico e le procedure di acquisizione dei dati sperimentali, consentendo il confronto dei risultati con quelli riportati in letteratura.

L'analisi congiunta delle misure di forza e deformazione, ottenute mediante l'utilizzo di celle di carico e sistemi ottici per la misura degli spostamenti, consente infine di descrivere in modo accurato il comportamento meccanico dei *patch* rinforzati.

Organizzazione della prova sperimentale

La MTS è costituita da un telaio al quale si applicano, nel caso della prova di trazione, dei cunei e pinze pneumatiche, per fissare i campioni ed adatti rispettivamente a materiali duri e morbidi (figura 6.16). I carichi applicati durante la prova vengono rilevati da celle di carico ancorate alla traversa, con due capacità disponibili: 10 kN per carichi elevati e 500 N per carichi più contenuti. Le deformazioni locali dei campioni sono misurate mediante un video estensimetro ME-46, che consente di acquisire dati precisi della deformazione durante tutta la prova, anche nelle fasi iniziali caratterizzate da valori di *strain* molto bassi [18]. Tutti i componenti necessari per l'esecuzione della prova sono riportati nella figura 6.17.

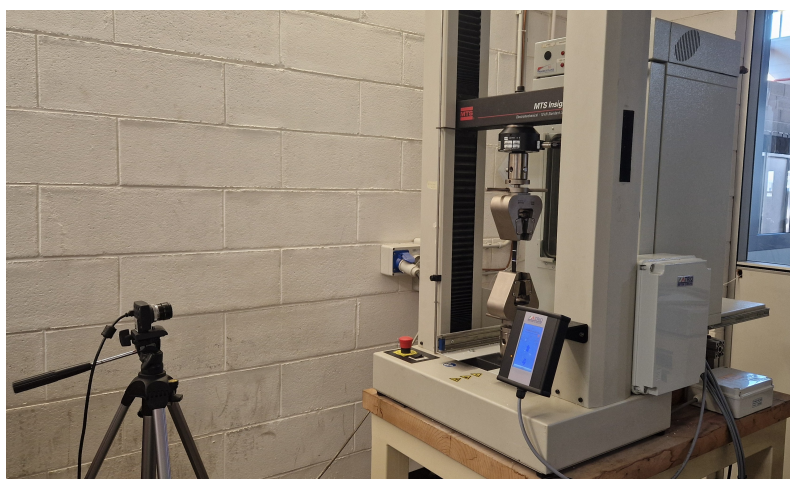


FIGURA 6.16: Configurazione della macchina di prova per la trazione

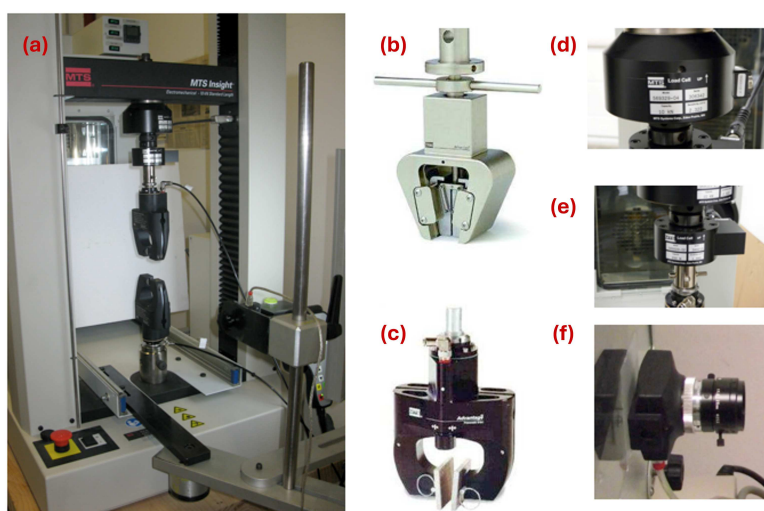


FIGURA 6.17: Componenti necessari per l'esecuzione della prova a trazione [18]: (a) macchina di prova MTS Insight da 10 kN, (b) impugnatura a cuneo e (c) impugnatura pneumatica, (d) celle di carico da 10 kN e (e) da 500 N, (f) Videoestensimetro

Secondo la norma ASTM D3039 [65], per lo svolgimento dei test si è selezionata una velocità pari a 5 mm/min che è stata mantenuta costante per tutti i provini. Le prove sono state svolte con cella di carico da 10 kN, storia di carico a rampa in controllo di spostamento e frequenza di campionamento a 2 Hz fino a rottura dei campioni (figura 6.18).

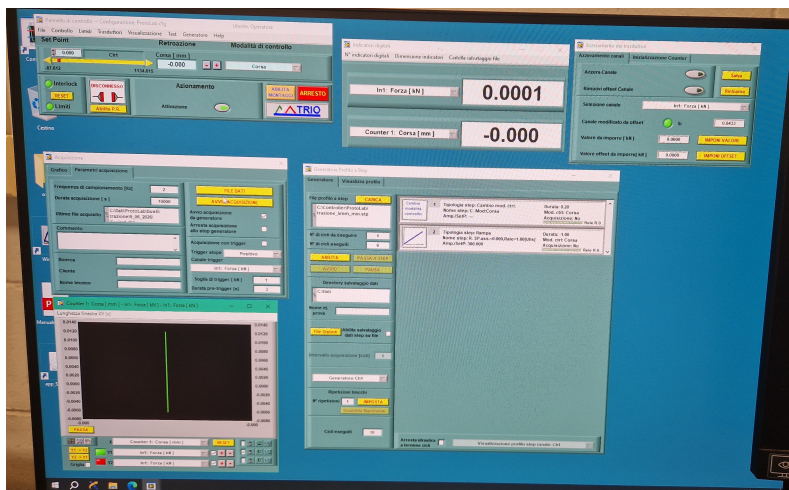


FIGURA 6.18: Interfaccia per impostare le condizioni iniziali della prova di trazione

I provini sono stati ancorati alla macchina con impugnature a cuneo a una distanza di 87 mm dalle estremità; per semplificare il lavoro sono stati indicati anche i punti in corrispondenza dei quali si fisseranno i *patch* alle impugnature (figura 6.19). L'allungamento a rottura è stato calcolato, per mezzo del videostensimetro, sulla base della distanza dei *markers* di 25 mm, disegnati nella porzione centrale del provino (figure 6.19 e 6.20).



FIGURA 6.19: Definizione dei *markers* e dei punti di afferraggio

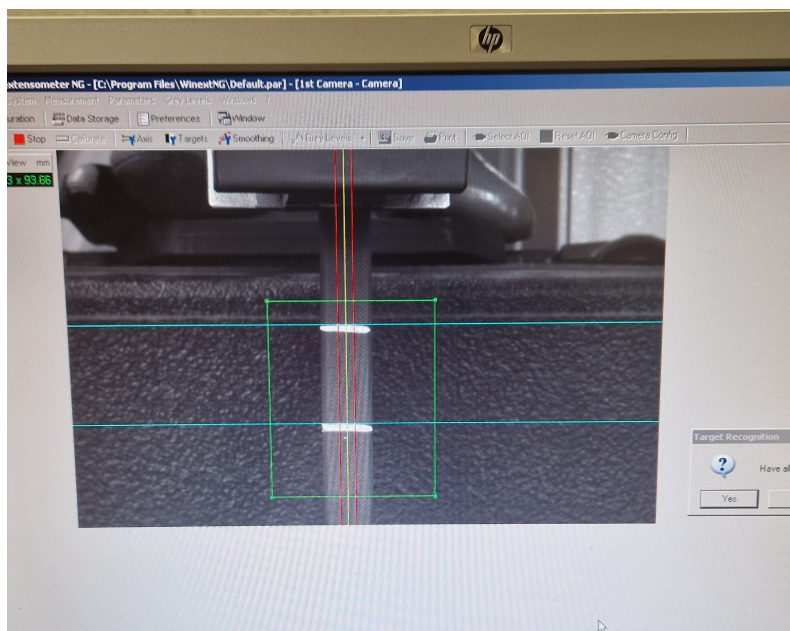


FIGURA 6.20: Interfaccia del software per il calcolo dell'allungamento rilevato dal videoestensimetro

Al termine della prova, per ciascun campione sono stati forniti valori numerici di tempo, forza e corsa, insieme a una rappresentazione grafica della curva carico-spostamento (*load-displacement*).

Sulla base di questi dati, sono stati calcolati i seguenti parametri meccanici dei *patch*:

- Deformazione (*Strain*, (mm/mm)): ottenuta dall'estensimetro, e teoricamente sarebbe il rapporto tra l'allungamento rilevato e la lunghezza iniziale del campione.
- Sforzo (*Stress*, (MPa)): calcolato come rapporto tra la forza applicata (**F**) e la sezione trasversale del campione (**A**), corrispondente all'area rettangolare del *patch*, ottenuta considerando la larghezza e lo spessore.
- Modulo elastico (**E**), (MPa)): determinato come pendenza iniziale della parte lineare della curva *stress-strain*.
- Carico massimo (*Peak Load*) e sforzo massimo (*Peak Stress*).
- Deformazione corrispondente al carico massimo (*Strain at Peak Load*).

6.3.2 Svolgimento test di flessione a tre punti

La prova di flessione a tre punti secondo la norma ASTM D790 viene utilizzata per determinare le proprietà di flessione di materiali termoindurenti e termoplastici [66]. I principali risultati di questa prova sono il modulo di flessione, calcolato in base alla

pendenza iniziale del diagramma *stress-strain*, la resistenza alla flessione, l'allungamento a flessione alla rottura del provino.

La prova consiste in due incudini o supporti paralleli e una trave di carico centrale (incudine superiore), tra i quali viene deformato un provino standard nell'ambito di piccoli angoli di flessione (figura 6.21). Misurando opportunamente le forze di flessione e le deflessioni, è possibile determinare le sollecitazioni e le deformazioni estreme della fibra del provino, da cui vengono calcolati i risultati delle singole prove sotto forma di dati a punto singolo [66].

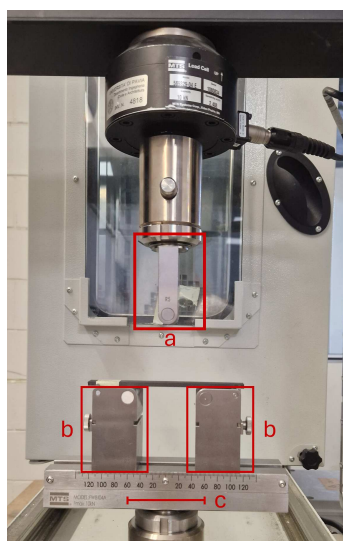


FIGURA 6.21: Componenti necessari per l'esecuzione della prova di flessione a tre punti: (a) cilindro di applicazione del carico (b) supporti orizzontali a distanza fissa da fissare alla macchina per lo svolgimento dei test, (c) distanza fissa scelta

Nel presente lavoro, le prove sono state condotte seguendo le indicazioni fornite dallo standard ASTM D790, che definisce in dettaglio i parametri geometrici, le modalità di carico, le formule per il calcolo del modulo di flessione e della resistenza a flessione [66]. Durante il test, il provino rettangolare viene appoggiato su due supporti distanziati tra loro, e sottoposto a carico al centro mediante un punzone. Il carico viene incrementato in modo controllato fino al cedimento del provino o al raggiungimento di una deformazione prestabilita, permettendo l'acquisizione della curva carico-spostamento, da cui è possibile derivare direttamente o mediante un'analisi di *post-processing*:

- il modulo elastico (MPa) a flessione calcolato nella fase iniziale della curva, che si ottiene dai dati di *stress-strain*;
- il carico massimo (N) sopportato;
- la deformazione massima (mm) prima della rottura o del cedimento.

Le prove di flessione a tre punti sono state eseguite utilizzando la stessa macchina di prova MTS Insight (MTS Systems Corporation) utilizzata per la prova di trazione.

L'interfaccia grafica e il software utilizzato è il medesimo a quello in uso per la prova di trazione.

6.3.3 Organizzazione della prova sperimentale

Per eseguire la prova di flessione è necessario allestire la macchina universale con un apposito kit di attrezzature, composto da due supporti orizzontali fissi (distanziati tra loro di una misura detta interasse, indicata con L) e da un punzone cilindrico posizionato centralmente. Il punzone cilindrico viene collegato alla cella di carico della macchina e applica una forza concentrata perpendicolare al campione, nel punto medio della sua lunghezza. Il carico viene aumentato progressivamente e con velocità costante, fino al raggiungimento della rottura del provino o di una deflessione tale da compromettere la sicurezza della prova. Nella figura 6.22 è riportata la configurazione della macchina di prova utilizzata per la flessione a tre punti.

Facendo riferimento alla norma ASTM D790 [66], è stata impiegata per lo svolgimento dei test una velocità costante di deformazione di $0.010 \frac{1}{\text{min}}$, che corrisponde ad una velocità di $13 \frac{\text{mm}}{\text{min}}$.

La frequenza di campionamento è impostata tra i 5 Hz e i 20 Hz a seconda della prova. Gli estremi dei provini sono stati fissati in modo simmetrico con una distanza L tra i supporti di circa 60 mm.



FIGURA 6.22: Configurazione della macchina di prova per la flessione a tre punti

Capitolo 7

Risultati

7.1 Risultati dell'approccio analitico del laminato composito

In questa sezione vengono riportati i risultati dei calcoli analitici dalle caratteristiche meccaniche delle singole lamine per ogni materiale utilizzato, fino alle matrici di rigidezza del laminato complessivo. L'obiettivo è differenziare le proprietà meccaniche dei materiali in base al risultato dei vari calcoli.

7.1.1 Risultati delle caratteristiche della singola lamina

Le formulazioni impiegate per l'ottenimento dei risultati sono riportate nel Capitolo 4, mediante le quali sono state calcolate le principali costanti elastiche (E_l , E_t , G_{lt} , ν_{lt}) delle singole lamine unidirezionali sia in fibra di carbonio sia in Kevlar. Le dimensioni geometriche considerate sono le stesse adottate successivamente sia per la simulazione numerica agli elementi finiti sia per la realizzazione dei provini mediante stampa 3D. I rapporti volumetrici delle singole lamine vengono assunti in continuità con il precedente lavoro di tesi [52], nel quale erano stati impiegati per il calcolo analitico delle proprietà equivalenti del laminato. Nel presente studio tali valori sono mantenuti come parametri iniziali del modello analitico e successivamente verificati mediante il software *Eiger*, riscontrando piena concordanza tra i valori adottati e quelli restituiti dal software. I moduli elastici e i coefficienti di Poisson dei materiali costituenti sono invece assunti dai rispettivi *datasheet* [67]. Tutti i calcoli analitici svolti per ottenere i risultati di questa sezione sono eseguiti tramite l'implementazione di un codice Matlab, il quale partendo dalle costanti elastiche, termina con il calcolo delle matrici di rigidezza per le singole lamine.

I risultati ottenuti sono riportati separando tipo di fibra e forniscono i parametri fondamentali per la successiva modellazione analitica del comportamento trasversalmente isotropo della lamina nel laminato stratificato. Il primo materiale analizzato è il carbonio, il quale presenta le costanti elastiche presenti nella tabella 7.1.

Moduli		Valori
E_l	(MPa)	40693
E_t	(MPa)	6634
G_{lt}	(MPa)	2464
ν_{lt}		0.32

TABELLA 7.1: Risultati dei moduli elastici ottenuti tramite i calcoli analitici per la lamina rinforzata in carbonio

Una volta determinata la matrice delle costanti elastiche $\mathbf{E}$, è possibile procedere al calcolo della matrice di rigidezza della lamina, che dipende dall'orientamento delle fibre rispetto all'asse di riferimento. In questo lavoro, oltre alle lamine con deposizione di zero gradi, sono presenti *layer* con angoli di deposizione differenti: di conseguenza la matrice corretta espressa nel nuovo riferimento $\tilde{\mathbf{E}}$ deve essere ottenuta applicando la matrice di trasformazione $\mathbf{T}$. I risultati di queste matrici vengono riportati nell'appendice A.

I valori dei moduli elastici calcolati per la lamina rinforzata con fibra di carbonio evidenziano chiaramente la natura ortotropica del composito. Il modulo longitudinale $E_l=40693$ MPa risulta significativamente maggiore rispetto al modulo trasversale $E_t=6634$ MPa: questi valori confermano che la rigidezza è determinata dalla direzione delle fibre, come descritto precedentemente nella teoria delle miscele. Il modulo di taglio nel piano longitudinale-trasversale G_{lt} indica una certa deformabilità sotto azioni di taglio, coerente con la minore resistenza della matrice rispetto alle fibre. Il coefficiente di Poisson ν_{lt} rientra nei valori attesi per compositi con matrice polimerica e fibre di carbonio, suggerendo un trasferimento di deformazione relativamente bilanciato tra le direzioni longitudinale e trasversale.

Dal punto di vista ingegneristico, questi risultati confermano che la lamina offre elevate prestazioni meccaniche lungo la direzione delle fibre, mentre il comportamento trasversale e a taglio, pur inferiore, rimane sufficiente per garantire la coesione e la stabilità della struttura.

Oltre a determinare le costanti elastiche, si è proceduto con il calcolo delle resistenze che servono a stimare il comportamento della lamina prima di andare incontro alla rottura per determinati carichi applicati, riepilogando i risultati nella tabella 7.2.

Resistenze		Valori
$\sigma_{L,R}$	(MPa)	544
$\sigma_{T,R}$	(MPa)	28
$\tau_{l,R}$	(MPa)	17

TABELLA 7.2: Risultati delle resistenze ottenute tramite i calcoli analitici per la lamina rinforzata in carbonio

I risultati ottenuti dalle formule analitiche per la lamina rinforzata con fibra di carbonio mostrano chiaramente il comportamento anisotropo del composito. La resistenza longitudinale $\sigma_{L,R}=544$ MPa è dominata dalle fibre di carbonio, le quali possiedono un modulo e una resistenza significativamente superiori rispetto alla matrice, la quale presenta una σ pari a 37 MPa. Questo valore rientra perfettamente nell'intervallo tipico per compositi carbonio/polimero unidirezionali e conferma che le fibre forniscono il principale contributo alla capacità portante del materiale lungo la direzione delle fibre.

La resistenza trasversale $\sigma_{T,R}= 28$ MPa e la resistenza a taglio $\tau_{L,T}= 17$ MPa risultano invece molto più basse in quanto prevalgono le proprietà della matrice e si ha l'influenza da parte della frazione volumetrica di fibre, dai possibili vuoti e dagli effetti di concentrazione di tensioni all'interfaccia fibra-matrice. Questi valori sono coerenti con la letteratura e con le attese ingegneristiche per compositi laminati unidirezionali.

In sintesi, i calcoli analitici confermano che la lamina presenta comportamento fortemente anisotropo, con capacità portante elevata lungo le fibre e sensibilità ai carichi trasversali e di taglio.

Gli stessi passaggi sono stati seguiti per il calcolo dei valori per le lamine rinforzate in Kevlar, riportando prima di tutto i risultati dei moduli elastici nella tabella 7.3.

Moduli		Valori
E_l	(MPa)	18754
E_t	(MPa)	6087
G_{lt}	(MPa)	2267
ν_{lt}		0.32

TABELLA 7.3: Risultati dei moduli elastici ottenuti tramite i calcoli analitici per la lamina rinforzata in Kevlar

Anche in questo caso sono state calcolate le diverse matrici di rigidezza per ogni lamina con differenti orientamenti delle fibre (appendice A).

I risultati ottenuti per la lamina rinforzata con fibra di Kevlar mostrano un comportamento anch'esso ortotropico, sebbene con differenze significative rispetto alla lamina con fibra di carbonio. Il modulo longitudinale $E_l = 18754$ MPa risulta notevolmente inferiore rispetto al carbonio, indicando una minore rigidità lungo la direzione delle fibre; il modulo trasversale $E_t = 6087$ MPa è comparabile a quello della lamina con carbonio, confermando che la resistenza trasversale è principalmente governata dalla matrice.

Il modulo a taglio $G_{lt} = 2267$ MPa evidenzia una deformabilità leggermente maggiore rispetto al carbonio, coerente con la minore rigidità longitudinale della fibra. Il coefficiente di Poisson ν_{lt} rimane identico, indicando un comportamento trasversale simile tra le due laminazioni in termini di trasferimento di deformazione tra fibra e matrice.

Dal punto di vista ingegneristico, la lamina con Kevlar offre minore resistenza e rigidità lungo la direzione delle fibre rispetto alla lamina con carbonio, ma mantiene un comportamento trasversale e a taglio simile. Successivamente vengono valutate le resistenze del Kevlar, come riportato nella tabella 7.4.

Resistenze		Valori
$\sigma_{L,R}$	(MPa)	418
$\sigma_{T,R}$	(MPa)	28
$\tau_{lt,R}$	(MPa)	17

TABELLA 7.4: Risultati delle resistenze per il Kevlar ottenute tramite i calcoli analitici

I risultati ottenuti per la lamina rinforzata con fibra di Kevlar mostrano un comportamento simile a quello della lamina in carbonio per quanto riguarda le proprietà trasversali e a taglio, mentre differiscono significativamente lungo la direzione delle fibre. La resistenza longitudinale $\sigma_{L,R} = 418$ MPa risulta inferiore rispetto a quella della lamina in carbonio, coerente con il fatto che le fibre di Kevlar possiedono un modulo e una resistenza minori. Invece, le resistenze trasversale ($\sigma_{T,R} = 28$ MPa) e a taglio ($\tau_{lt,R} = 17$ MPa) sono molto simili a quelle della lamina in carbonio, confermando che queste proprietà sono dominate dalle caratteristiche della matrice e poco influenzate dal tipo di fibra impiegata.

Dal punto di vista ingegneristico, questo confronto evidenzia come il carbonio offra un rinforzo più efficace nella direzione di carico principale, mentre entrambe le soluzioni presentano simile comportamento nei piani trasversali e a taglio.

Applicando la procedura di calcolo ai due materiali isotropi considerati, l'Onyx, impiegato come matrice polimerica del composito rinforzato con fibra continua, e il

PETG, materiale considerato busto, si ottengono le rispettive proprietà elastiche, riportate nelle tabelle 7.5 e 7.6.

Proprietà ONYX		valori
E	(MPa)	2400
G	(MPa)	889
n		0.35

TABELLA 7.5: Costanti dell'ONYX

Proprietà PETG		valori
E	(MPa)	2000
G	(MPa)	741
n		0.35

TABELLA 7.6: Costanti del PETG

7.1.2 Risultati delle matrici di rigidezza del laminato con configurazione per la trazione

Dopo aver calcolato le proprietà meccaniche della singola lamina, si è effettuato il calcolo delle matrici di rigidezza del laminato **A**, **B** e **D**. Esse sono ricavate applicando la Teoria classica dei Laminati considerando sia il laminato con rinforzo in carbonio, sia con il rinforzo in Kevlar. In questa sezione sono riportati i risultati per la configurazione del laminato che viene sottoposto alla prova di trazione uniassiale. Per entrambi i materiali, la valutazione delle matrici di rigidezza è stata condotta considerando il contributo individuale di ciascuna lamina al comportamento globale del composito. Di seguito vengono riportate le matrici di rigidezza per il carbonio:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 22544 & 7342 & 0 \\ 7342 & 22544 & 0 \\ 0 & 0 & 7601 \end{bmatrix}, \quad (7.1)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (7.2)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 2501 & 1024 & -135 \\ 1024 & 4124 & -135 \\ -135 & -135 & 1012 \end{bmatrix}. \quad (7.3)$$

La matrice $\mathbf{B}$ è nulla, in quanto il laminato è simmetrico rispetto al piano medio; anche i termini $\mathbf{A}_{16}$, $\mathbf{A}_{26}$, $\mathbf{A}_{61}$ e $\mathbf{A}_{62}$ risultano nulli per la proprietà di antisimmetria. Ciò conferma che il laminato è sia simmetrico che bilanciato.

Successivamente si è proceduto con al calcolo delle deformazioni del laminato. Si parte dalle resistenze longitudinali del materiale di rinforzo e della matrice ($\sigma_{L,R,\text{carbonio}} = 544$ MPa, $\sigma_{\text{onyx}} = 37$ MPa), le quali sono state calcolate e riportate nelle tabelle precedenti. Successivamente, considerando i moduli elastici dei due materiali e applicando la formula inversa, si ottengono i valori riportati nella tabella 7.7.

Materiale		Deformazione
$\epsilon_{\text{carbonio}}$	(mm/mm)	0.0134
ϵ_{onyx}	(mm/mm)	0.0154

TABELLA 7.7: Deformazioni carbonio e Onyx

In seguito, si deve calcolare lo sforzo normale, ottenendo come risultato 270 N/mm.

È utile rappresentare graficamente l'andamento delle deformazioni e delle tensioni lungo lo spessore del laminato considerando la direzione della sollecitazione, ovvero la direzione x (figura 7.1). Tale rappresentazione consente di verificare se vengono rispettate le ipotesi della Teoria Classica dei Laminati e di evidenziare l'assenza di variazioni delle deformazioni lungo lo spessore nel caso in esame, conseguenza della mancanza di curvature e della sola presenza del carico di trazione. Nel caso delle tensioni, si ha una notevole differenza con il cambiamento dell'orientamento delle fibre di rinforzo. Le tensioni maggiori si hanno in corrispondenza dei *layer* con fibre disposte a zero gradi. Questo comportamento è coerente con la natura fortemente anisotropa del materiale composito: quando il carico applicato è allineato alla direzione di deposizione delle fibre, la rigidità lungo tale direzione è massima e la maggior parte dello sforzo viene portata direttamente dalle fibre. Di conseguenza, gli strati a 0° assorbono una quota maggiore del carico, generando valori di tensione più elevati rispetto ai *layer* inclinati, nei quali la componente del carico efficace lungo la direzione delle fibre risulta ridotta. Nel complesso, la distribuzione ottenuta è coerente con le previsioni della CLT: le tensioni risultano costanti all'interno di ciascun lamina e variano bruscamente alle interfacce. Tale comportamento conferma la validità del modello per la stima delle tensioni medie negli

strati, pur non descrivendo gli effetti locali di interfaccia che richiederebbero modelli di ordine superiore o analisi numeriche tridimensionali.

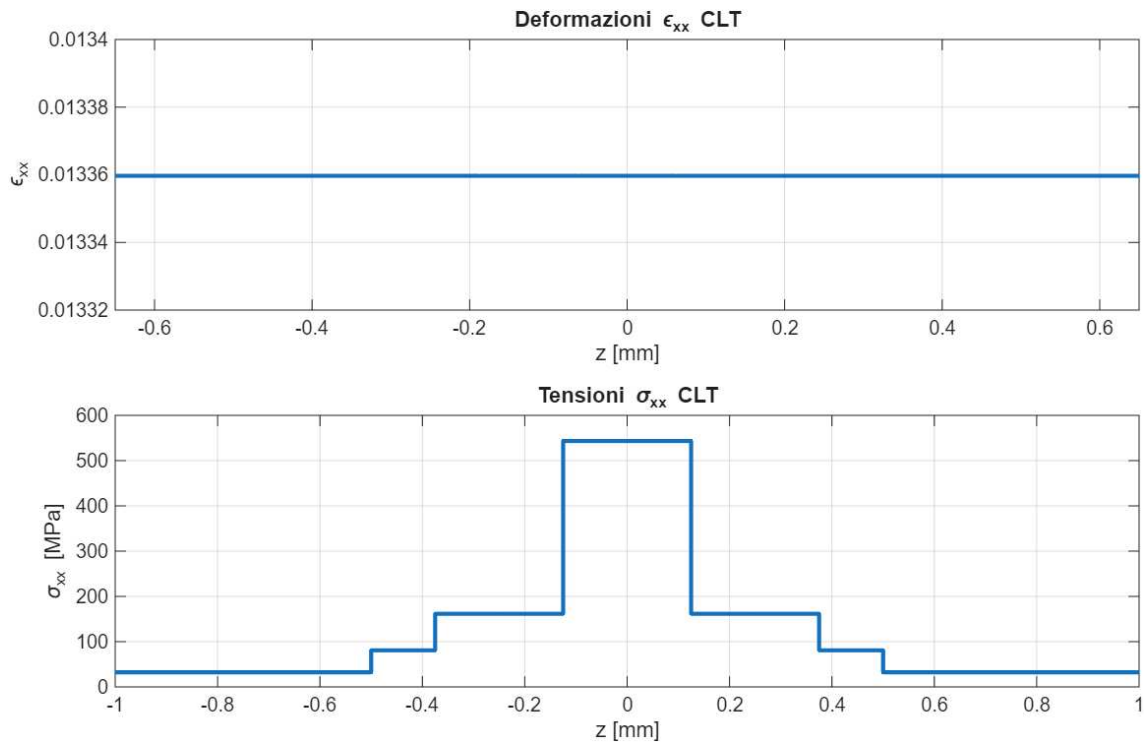


FIGURA 7.1: Deformazioni e tensioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio

Successivamente si è valutato il criterio di rottura per ogni lamina, considerando il criterio di Tsai-Hill per il carbonio e Von Mises per l'Onyx, mostrati nella tabella 7.8, per l' N_x considerata precedentemente:

Materiale lamina	Angolo fibre	Condizione rispettata	Valore
Onyx	-	Sì	$31.93 < 37$
Carbonio	90°	No	$8.45 > 1$
Carbonio	-45°	No	$8.73 > 1$
Carbonio	45°	No	$8.73 > 1$
Carbonio	0°	No	$1.00 > 1$

TABELLA 7.8: Criteri di rottura per Carbonio e Onyx

Quindi, per lo sforzo normale scelto, i *layer* con il rinforzo in carbonio va incontro a rottura, mentre l'Onyx rispetta i criteri di rottura stabiliti.

Le matrici di rigidezza per il laminato con il Kevlar sono le seguenti:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 11197 & 3623 & 0 \\ 3623 & 11197 & 0 \\ 0 & 0 & 3787 \end{bmatrix}, \quad (7.4)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (7.5)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 1153 & 426 & -26 \\ 426 & 1467 & -26 \\ -26 & -26 & 417 \end{bmatrix}. \quad (7.6)$$

Anche in questo caso si considerano moduli elastici dei due materiali e applicando la formula inversa si ottengo i valori presenti nella tabella 7.9.

Materiale		Deformazione
ε_{Kevlar}	(mm/mm)	0.022
ε_{onyx}	(mm/mm)	0.0154

TABELLA 7.9: Deformazioni Kevlar e Onyx

Ottenute le deformazioni, si deve calcolare lo sforzo normale, ottenendo come risultato 152 N/mm.

Al fine di analizzare lo stato deformativo e tensionale interno del laminato, è valutata la distribuzione delle deformazioni e delle tensioni lungo lo spessore mediante la Teoria Classica dei Laminati (CLT), riportate nella figura 7.2. Tale analisi consente di evidenziare l'influenza delle differenti proprietà meccaniche e orientazioni delle singole lamine sulla risposta globale del composito.

Pure in questo caso, le deformazioni risultano costanti lungo tutto lo spessore dell'intero laminato. La deformazione maggiormente significativa è la ε_x , ovvero quella in corrispondenza della direzione del carico principale. Anche nel caso del Kevlar, le tensioni maggiori sono presenti in corrispondenza dei *layer* con fibre con direzione concorde all'applicazione della forza, ovvero a zero gradi.

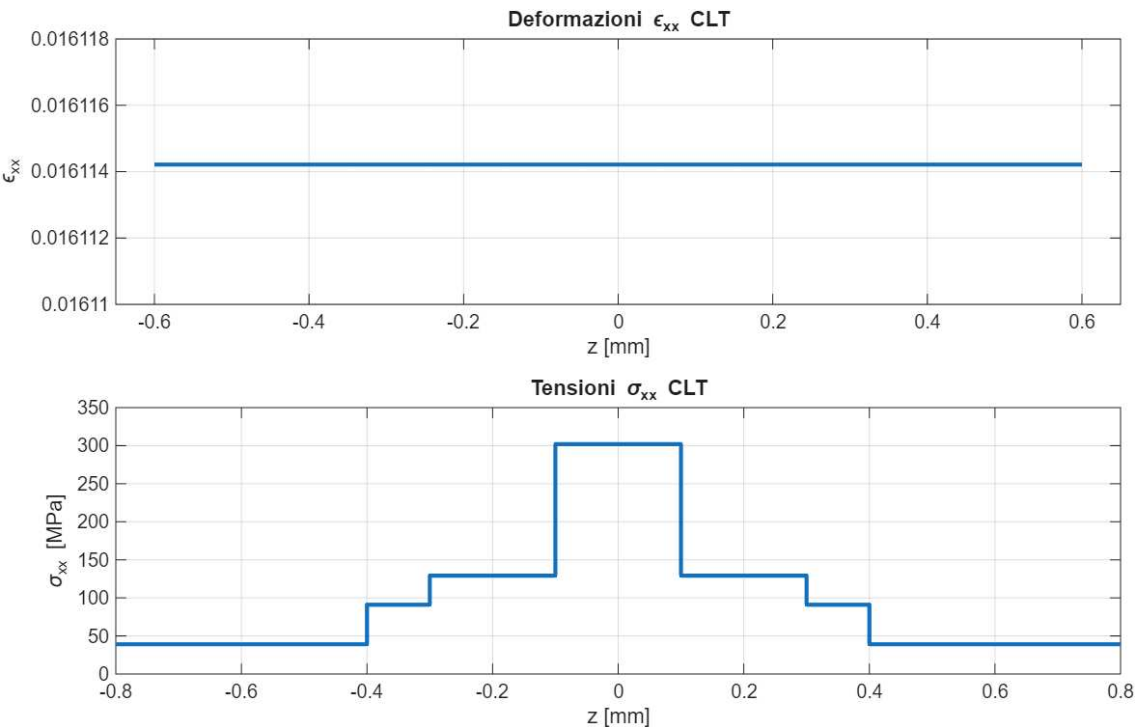


FIGURA 7.2: Deformazioni e tensioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in Kevlar

Successivamente si è valutato il criterio di rottura per ogni lamina, considerando il criterio di Tsai-Hill per il Kevlar e Von Mises per l’Onyx:

Materiale lamina	Angolo fibre	Condizione rispettata	Valore
Onyx	-	No	$39 > 37$
Kevlar	90°	No	$10.63 > 1$
Kevlar	-45°	No	$10.73 > 1$
Kevlar	45°	No	$10.73 > 1$
Kevlar	0°	Sì	$0.5238 < 1$

TABELLA 7.10: Criteri di rottura per Kevlar e Onyx

Osservando i valori ottenuti si può dedurre che la lamina a cedere per prima sia quella di Onyx, ma anche i *layer* diversi da zero gradi non rispettano il criterio di rottura. L’applicazione del criterio di Tsai-Hill ha evidenziato come il danneggiamento iniziale del laminato sia associato sia alle lamine di Onyx che a quelle con le fibre orientate a -45° e 90° , mentre le lamine a 0° mantengono un ampio margine di sicurezza. Dall’analisi dei due laminati emerge come il laminato rinforzato con fibra di carbonio presenti una rigidezza estensionale superiore rispetto a quello rinforzato con fibra di Kevlar. Tale comportamento è confermato dal termine A_{11} della matrice di rigidezza

estensionale A che assume un valore pari a 22544 N/mm per il laminato in carbonio e pari a 11197 N/mm per quello in Kevlar. Poiché il termine A_{11} rappresenta la rigidezza del laminato nella direzione longitudinale, un suo valore maggiore comporta, a parità di carico applicato, deformazioni inferiori. Si osserva inoltre che il confronto tra i valori di A_{11} consente di evidenziare come il laminato in carbonio sia intrinsecamente più rigido rispetto a quello in Kevlar. L'analisi dei criteri di resistenza evidenzia una diversa modalità di innesco del danneggiamento nei due laminati. Nel caso del carbonio il criterio di Tsai-Hill viene raggiunto dalle lamine di rinforzo prima rispetto al Kevlar, indicando una minore capacità del laminato di tollerare deformazioni elevate. Nel laminato in Kevlar, invece, il primo cedimento è associato alla matrice di Onyx, mentre le lamine di rinforzo mantengono un maggiore margine di sicurezza. Questo risultato è coerente con il comportamento generalmente più duttile del Kevlar rispetto alla fibra di carbonio.

7.1.3 Risultati delle matrici di rigidezza del laminato con configurazione per la flessione a tre punti

I passaggi per il calcolo delle matrici di rigidezza del laminato con configurazione per la flessione a tre punti sono i medesimi a quelli presentati precedentemente, con la differenza che le matrici avranno valori diversi, in quanto cambiano numero e disposizione degli strati. In questo caso l'unico materiale analizzato è il carbonio. Le matrici di rigidezza per il carbonio sono le seguenti:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 43720 & 14205 & 0 \\ 14205 & 43720 & 0 \\ 0 & 0 & 14757 \end{bmatrix}, \quad (7.7)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (7.8)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 33581 & 10298 & 271 \\ 10298 & 30335 & 271 \\ 271 & 271 & 10565 \end{bmatrix}. \quad (7.9)$$

I valori ottenuti nelle matrici per la configurazione di laminato per la flessione presentano dei valori molto elevati, in quanto è aumentato il numero di *layer* e quindi lo spessore totale. La matrice $\mathbf{B}$ ha tutti gli elementi pari a zero, dimostrando che il laminato è simmetrico e bilanciato.

Successivamente si è valutato la variazione delle deformazioni e delle tensioni lungo

lo spessore del provino, in modo da apprezzare le variazioni di questi valori in base alla tipologia di *layer* che si considera. Nel grafico nella figura 7.3 sono riportate le deformazioni e le tensioni in direzione x . Nel presente lavoro l'asse z è assunto positivo dalla superficie inferiore verso quella superiore del laminato. Con la convenzione adottata, le fibre longitudinali poste nella parte inferiore del laminato presentano un allungamento ($\epsilon_{xx} > 0$), mentre quelle poste nella parte superiore presentano un accorciamento ($\epsilon_{xx} < 0$). Le deformazioni ϵ_{xx} lungo lo spessore presentano un andamento lineare rispetto alla coordinata z , evidenziando la presenza di un asse neutro in corrispondenza del piano medio del laminato. Tale distribuzione conferma che il materiale si comporta come un sistema stratificato simmetrico, in cui le deformazioni di trazione e compressione si distribuiscono in modo speculare rispetto al centro. Le tensioni σ_{xx} mostrano un andamento a gradini, dovuto alla variazione delle proprietà elastiche tra i diversi strati: ciascun *layer*, caratterizzato da un differente orientamento delle fibre, contribuisce in modo distinto alla risposta complessiva, generando discontinuità di pendenza ai confini tra le lamine.

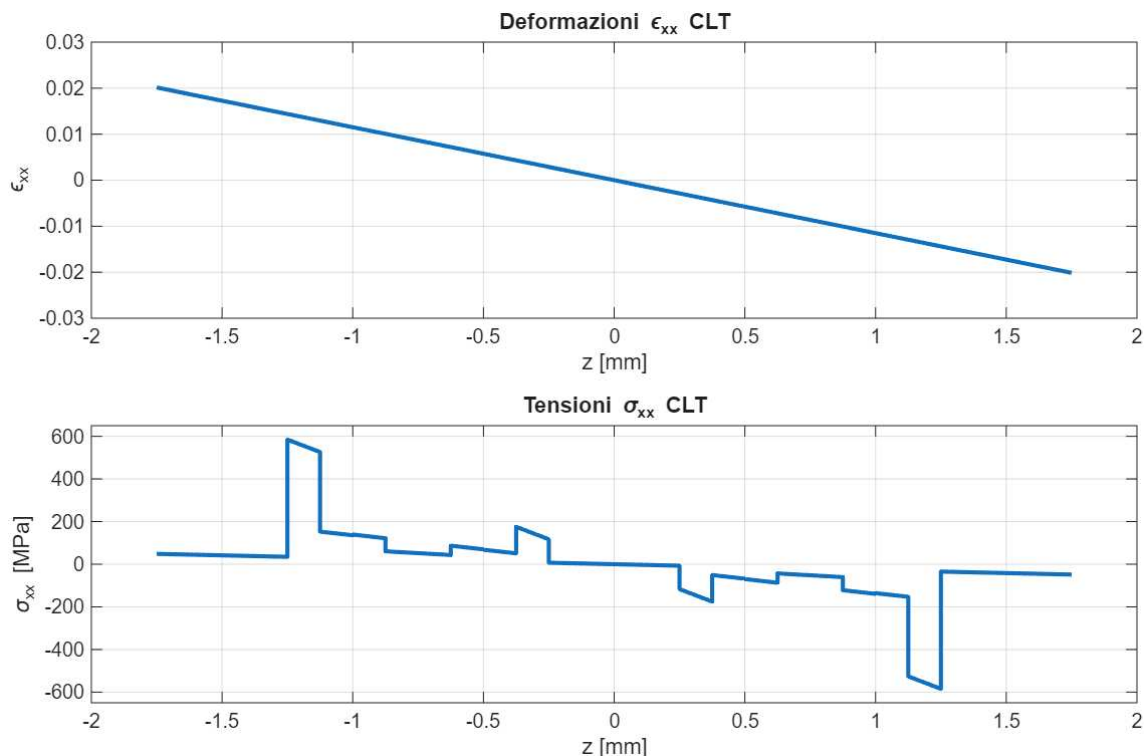


FIGURA 7.3: Deformazioni ϵ_{xx} e tensioni σ_{xx} lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio ottenute dal calcolo analitico

7.2 Risultati simulazioni Ansys APDL

In questa sezione sono riportati i risultati ottenuti alla simulazione numerica effettuata su *Ansys Mechanical*. Nello specifico, vengono riportate le deformazioni e le tensioni

principali per le varie configurazioni di laminati. I codici sviluppati hanno permesso di simulare la prova di trazione e di flessione a tre punti.

7.2.1 Simulazione della prova di trazione

La simulazione APDL con il laminato in carbonio è impostata imponendo una forza pari a 3500 N, coerente con il carico utilizzato nel calcolo analitico. Dopo aver impostato proprietà meccaniche, geometrie, vincoli e la forza (come riportato nel capitolo 5), si è proceduto con la risoluzione della simulazione. Gli *output* ottenuti da quest'ultima sono le deformazioni nelle tre direzioni principali, ma per semplicità nella tabella 7.11 viene riportata la deformazione lungo la direzione della forza; allo stesso modo nella tabella 7.12, sono riportate le tensioni in direzione x .

Lamina	Angolo fibre	ϵ_{xx} [-]
Onyx	-	0.0134
Carbonio	90°	0.0134
Carbonio	-45°	0.0134
Carbonio	45°	0.0134
Carbonio	0°	0.0134

TABELLA 7.11: Valori di deformazione estratti dalla simulazione del laminato con carbonio sottoposto alla prova di trazione

Per visualizzare dal punto di vista grafico la distribuzione delle deformazioni nei vari *layer* nella figura 7.4 è presente un esempio di *contour plot*, ottenuto salvando l'immagine da *Ansys Mechanical*. Visto che le deformazioni sono uguali in tutti gli strati del laminato, viene riportato solamente un *layer*.

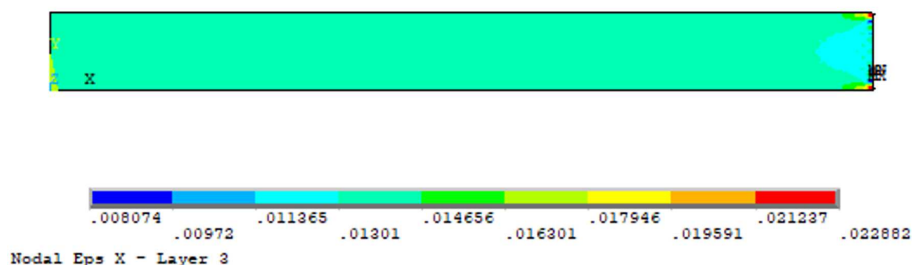


FIGURA 7.4: *Contour plot* di ϵ_{xx} del *layer* 3 del laminato con carbonio

Gli altri dati che vengono estratti da APDL riguardano quelli riferiti alle tensioni intermedie per ogni *ply*. Nella tabella 7.12 vengono riportati i valori di tensione ottenuti

per le varie tipologie di strati, i quali differiscono tra loro per materiale ed orientamento delle fibre.

Lamina	Angolo fibre	σ_{xx} [MPa]
Onyx	-	32.37
Carbonio	90°	80.80
Carbonio	-45°	161.62
Carbonio	45°	161.62
Carbonio	0°	543.39

TABELLA 7.12: Valori di tensione estratti dalla simulazione del laminato con carbonio

Da questi dati si può dedurre che le tensioni maggiori sono riscontrate nei *layer* con materiale rinforzato con direzione delle fibre pari a zero gradi, sempre coincidente con la direzione dell'applicazione della forza (lungo la direzione x).

Per le tensioni, pur avendo valori differenti per diverse inclinazioni, si è scelto di riportare solamente due *contour plot*, di cui uno riferito ad un *ply* di Onyx (figura 7.5), mentre il secondo riporta un *layer* con le fibre rinforzate in carbonio (figura 7.6). Per completezza gli strati con gli altri orientamenti vengono riportati nell'Appendice B.

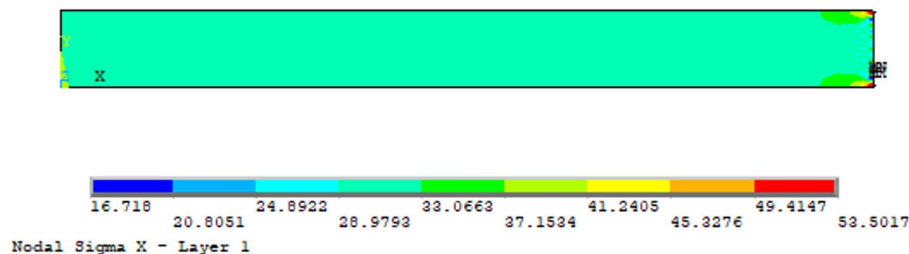


FIGURA 7.5: *Contour plot* di σ_{xx} del *layer* 1 del laminato con carbonio sottoposto alla prova di trazione

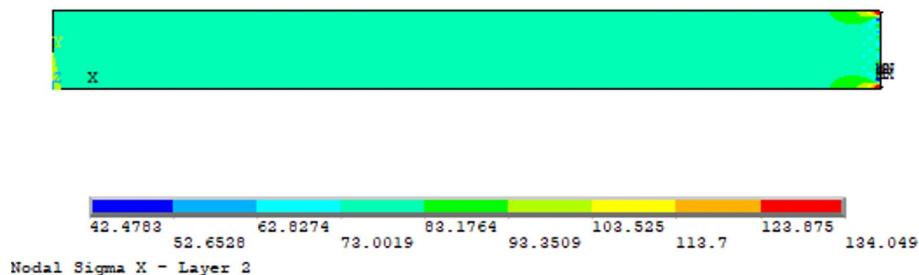


FIGURA 7.6: *Contour plot* di σ_{xx} del *layer* 2 del laminato con carbonio sottoposto alla prova di trazione

Per il Kevlar si è proceduto allo stesso modo, ovvero estraendo le deformazioni e le tensioni e rappresentando i valori trovati tramite i *contour plot*, applicando una forza pari a 2100 N. Nella tabella 7.13 vengono riportate le deformazioni per ogni tipologia di *ply*. Come nel caso del carbonio, le deformazioni sono costanti in tutti i *layer*, con maggiore rilevanza per la ϵ_{xx} , deformazione lungo la direzione dell'applicazione della forza.

Lamina	Angolo fibre	ϵ_{xx} [-]
Onyx	-	0.0161
Kevlar	90°	0.0161
Kevlar	-45°	0.0161
Kevlar	45°	0.0161
Kevlar	0°	0.0161

TABELLA 7.13: Valori di deformazione estratti dalla simulazione del laminato con il Kevlar

Nella figura 7.7 viene riportato il *contour plot* della deformazione maggiore.

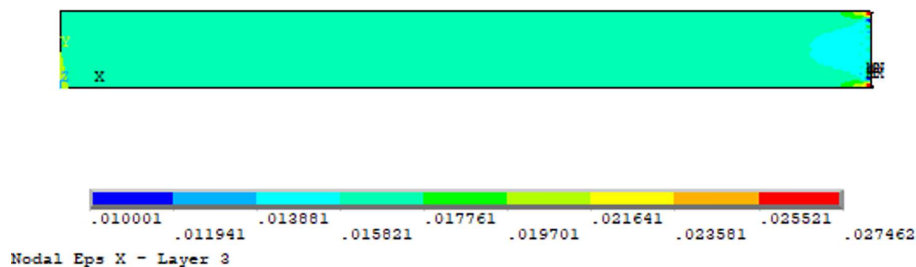


FIGURA 7.7: *Contour plot* di ϵ_{xx} del *layer 3* del laminato con Kevlar sottoposto alla prova di trazione

Dall'estrazione delle tensioni principali per ogni strato si può constatare che le tensioni maggiori si hanno per le fibre di Kevlar disposte a zero gradi rispetto alla forza (tabella 7.14).

Lamina	Angolo fibre	σ_{xx} [MPa]
Onyx	-	39
Kevlar	90°	91
Kevlar	-45°	129
Kevlar	45°	129
Kevlar	0°	302

TABELLA 7.14: Valori di tensione estratti dalla simulazione del laminato in Kevlar

Nelle figure 7.8 e 7.9 sono riportati dei *contour plot*, raffiguranti le σ_{xx} . Per completezza nell'appendice B vengono riportati i grafici della tensione principale in direzione x per ogni *layer* con caratteristiche differenti.

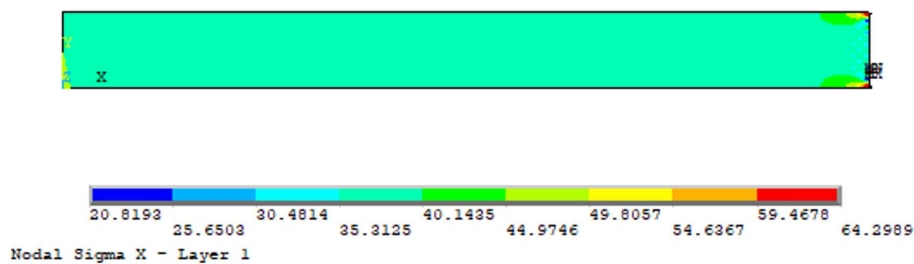


FIGURA 7.8: *Contour plot* di σ_{xx} del *layer 1* del laminato con Kevlar sottoposto alla prova di trazione

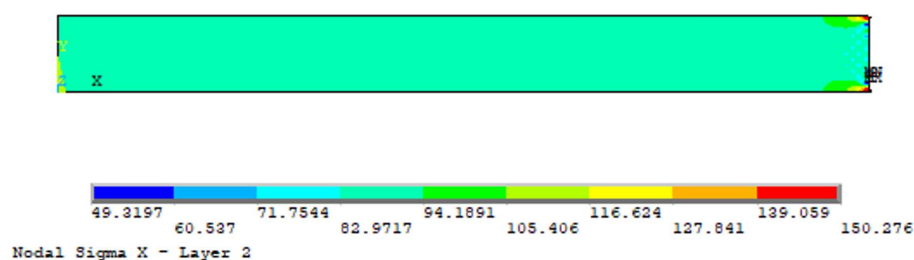


FIGURA 7.9: *Contour plot* di σ_{xx} del *layer 2* del laminato con Kevlar sottoposto alla prova di trazione

7.2.2 Simulazione della prova di flessione a tre punti

Nella simulazione APDL della flessione a tre punti del laminato con il rinforzo di carbonio, descritta nel Capitolo 5, si è proceduto con l'applicazione di una forza nella parte centrale del *patch* pari a 300 N. Nel caso specifico di questa prova meccanica, è utile riportare anche il risultato relativo allo spostamento causato dall'applicazione della forza;

lo spostamento ricavato con le condizioni di carico appena descritte è pari a -3.553 mm. Per completezza nelle figure 7.10 e 7.11, è riportata la rappresentazione dello spostamento effettivo del provino: queste immagini si ottengono grazie alla visualizzazione grafica presente in *Ansys Mechanical*, dalla quale è possibile importare l'immagine dell'oggetto su cui si è eseguita la simulazione.



FIGURA 7.10: Visualizzazione complessiva del laminato con rinforzo di carbonio dopo la simulazione di prova di flessione nel piano xz

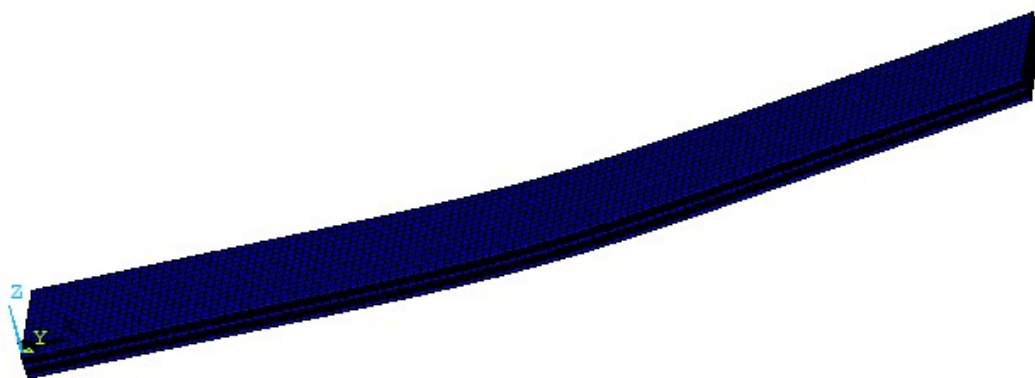


FIGURA 7.11: Visualizzazione complessiva del laminato con rinforzo di carbonio dopo la simulazione di prova di flessione

Anche nel caso della flessione a tre punti, si è proceduto all'estrazione delle deformazioni e delle tensioni tramite i comandi APDL, riportando tutti i valori estratti all'interno di file *.txt*. La differenza sostanziale rispetto agli *output* ottenuti per le prove di flessione riguarda la quantità di dati estratti per ogni componente di deformazione e di tensione: in questo caso è stato necessario riportare nei file di testo per ogni strato i valori inferiore, medio e superiore di deformazione e di tensione. Ciò è essenziale, in quanto nella flessione a tre punti le sollecitazioni non sono costanti all'interno di uno stesso *layer*, ma variano linearmente.

Nella tabella 7.15, vengono riportate quelle di alcuni degli strati del laminato, nello specifico dei *layer* superiori soggetti a compressione.

Lamina	Angolo fibre	N° layer	ϵ_{xx} BOTTOM [-]	ϵ_{xx} MID [-]	ϵ_{xx} TOP [-]
Carbonio	90°	15	-0.0089	-0.0096	-0.0103
Carbonio	-45°	16	-0.0103	-0.0110	-0.0118
Carbonio	45°	17	-0.0118	-0.0126	-0.0133
Carbonio	0°	18	-0.133	-0.0140	-0.0147
Onyx	-	19	-0.0147	-0.177	-0.2069

TABELLA 7.15: Valori di deformazione estratti dalla simulazione del laminato con il carbonio

Nelle figure 7.12 e 7.13 sono rappresentati degli esempi di deformazioni in direzione x , mentre nell'Appendice B sono riportati i *contour plot* dei *layer* restanti citati nella tabella 7.15.

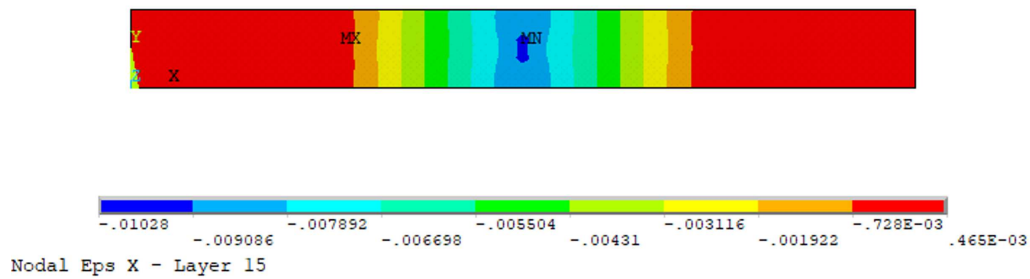


FIGURA 7.12: *Contour plot* di ϵ_{xx} del *layer* 15 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

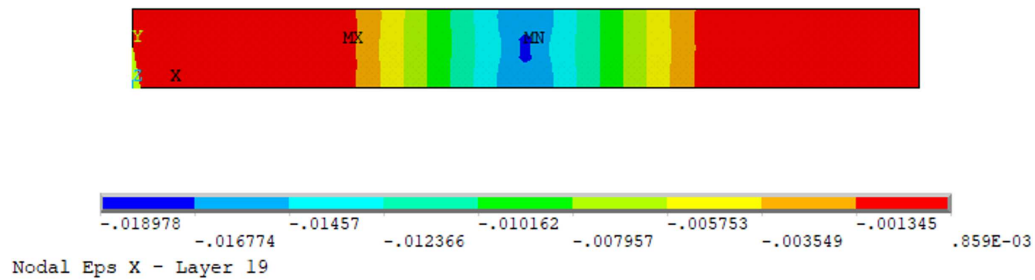


FIGURA 7.13: *Contour plot* di ϵ_{xx} del *layer* 19 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

Allo stesso modo, per la valutazione delle tensioni, è avvenuta l'estrazione dei valori inferiori, medi e superiori per ogni strato del laminato. Nella tabella 7.16 vengono riportate le tensioni in direzione x dei *layer* soggetti a compressione.

Lamina	Angolo fibre	N° layer	σ_{xx} BOTTOM [MPa]	σ_{xx} MID [MPa]	σ_{xx} TOP [MPa]
Carbonio	90°	15	-58	-62	-67
Carbonio	-45°	16	-150	-160	-171
Carbonio	45°	17	-167	-177	-188
Carbonio	0°	18	-547	-577	-608
Onyx	-	19	-39	-47	-54

TABELLA 7.16: Valori di tensione estratti dalla simulazione del laminato con il carbonio

Di seguito vengono riportati nelle figure 7.14 e 7.15 alcuni *contour plot* riferiti agli strati 15 e 19.

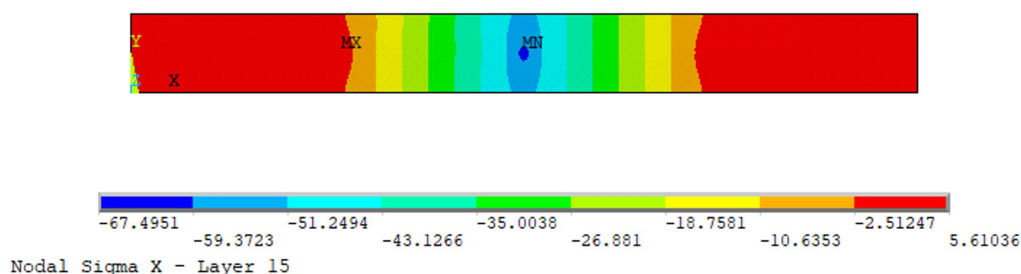


FIGURA 7.14: *Contour plot* di σ_{xx} del layer 15 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

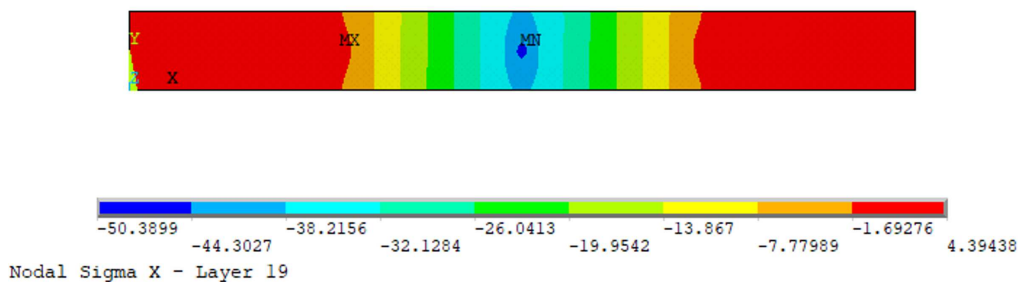


FIGURA 7.15: *Contour plot* di σ_{xx} del layer 19 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

7.3 Confronto tra approccio analitico e simulazioni

Per verificare che le simulazioni siano state svolte adeguatamente senza inficiare la meccanica complessiva delle prove meccaniche, si è deciso di effettuare il confronto con il calcolo analitico basato sulla Teoria Classica dei Laminati. Il primo metodo di confronto, che riguarda solamente i risultati di APDL e la CLT, è quello di capire se le deformazioni e le tensioni abbiano lo stesso andamento e dei valori considerabili simili. Ciò è possibile perché dalla Teoria Classica dei laminati, come visto precedentemente, si può valutare la

variazione delle deformazioni e delle tensioni rispetto allo spessore totale del laminato. Allo stesso modo, estraendo le deformazioni e le tensioni come spiegato nel sottocapitolo precedente, si possono ricavare la stessa tipologia di *plot*. Sono stati implementati dei codici Matlab per poter rappresentare questo confronto graficamente.

7.3.1 Trazione

Il primo risultato che viene riportato della figura 7.16 riguarda il confronto tra le deformazioni e delle tensioni in funzione dello spessore per il laminato con rinforzo in carbonio. Come si può apprezzare dal grafico, i valori della CLT e di *Ansys* sono pressoché uguali, dimostrando che la simulazione creata tramite i codici APDL riproduce perfettamente la teoria classica dei laminati. Con la stessa metodologia si è effettuato il confronto tra le tensioni lungo lo spessore del laminato per la CLT e *Ansys*. Anche in questo caso le tensioni ricavate con il calcolo analitico corrispondono perfettamente a quelle ricavate dalla simulazione agli elementi finiti.

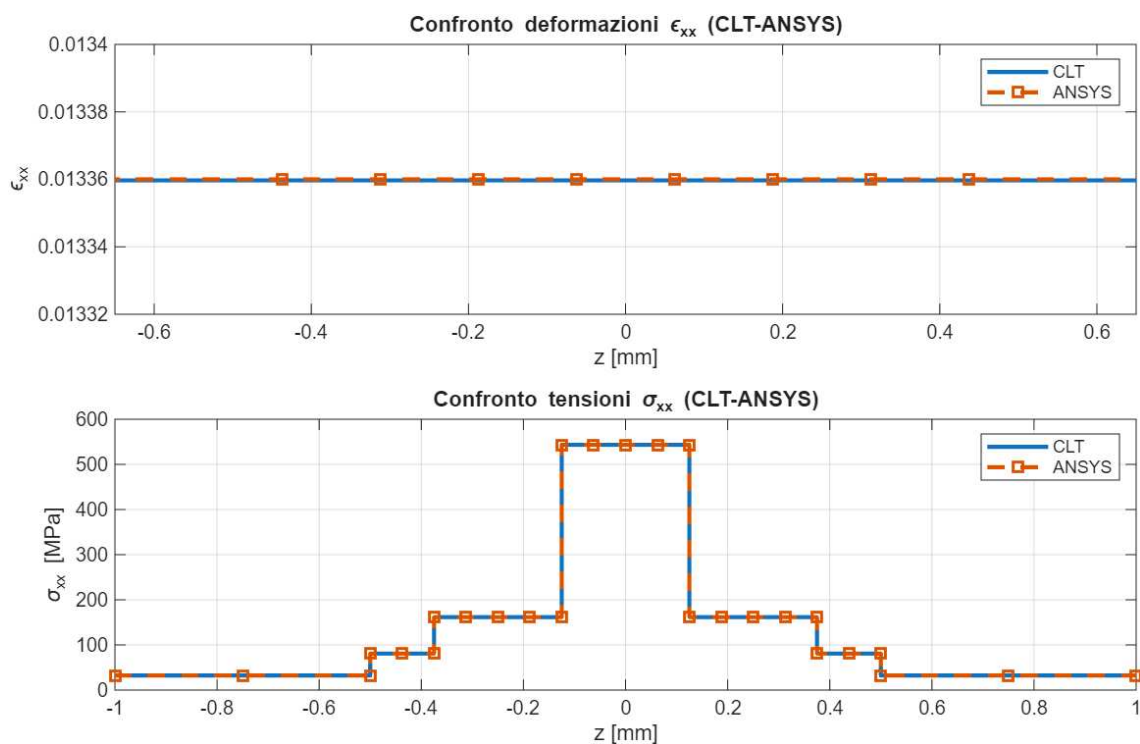


FIGURA 7.16: Confronto tra calcolo analitico e simulazione *Ansys* delle deformazioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio

Successivamente si è effettuato lo stesso processo per il laminato costituito dal rinforzo in Kevlar, come riportato in figura 7.17. In questo caso le deformazioni presentano una leggera differenza, probabilmente causata dai vincoli utilizzati nel linguaggio APDL, i quali potrebbero aver reso il modello maggiormente rigido rispetto al calcolo analitico.

Invece, per le tensioni i valori si sovrappongono, dimostrando ulteriormente la validità del modello implementato.

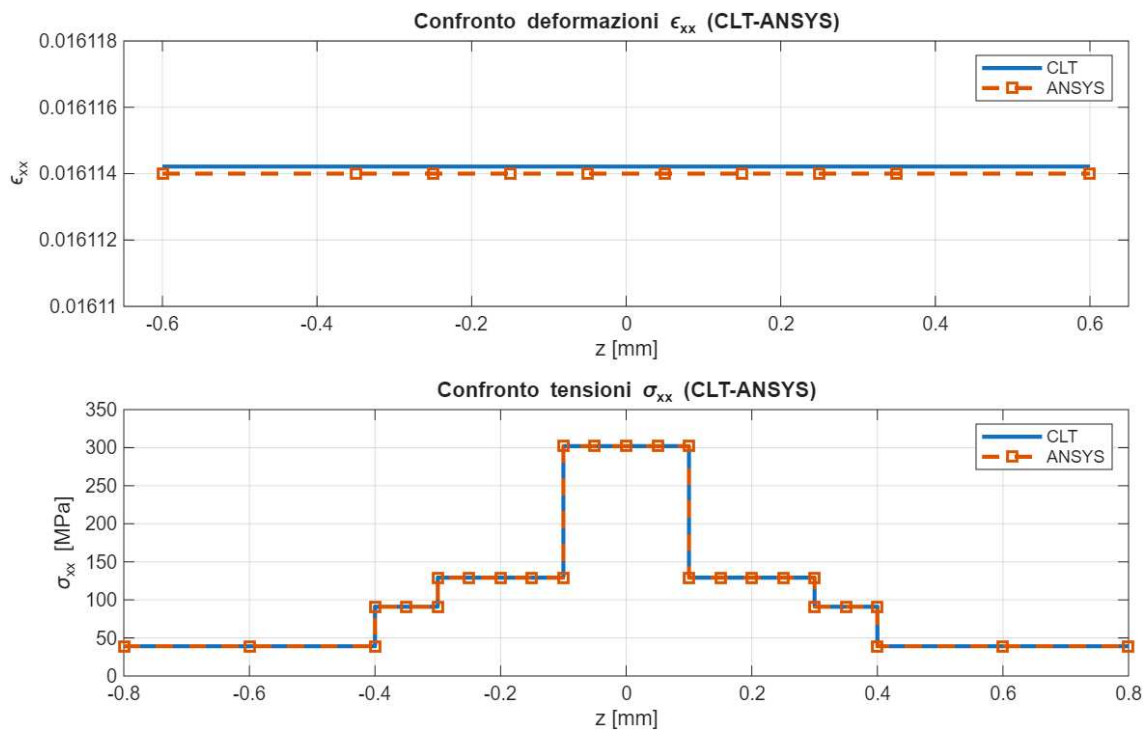


FIGURA 7.17: Confronto tra calcolo analitico e simulazione *Ansys* delle deformazioni lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in Kevlar

Come si può apprezzare dai grafici di confronto tra soluzione analitica basata sulla Teoria Classica dei Laminati e simulazione numerica *Ansys*, relativi alle prove di trazione sulle due tipologie di laminati, si osserva una buona corrispondenza sia per le deformazioni sia per le tensioni lungo lo spessore. Gli scostamenti locali tra modello analitico e *Ansys* sono limitati e possono essere ricondotti alla diversa rappresentazione dei vincoli, alla tridimensionalità del modello numerico e a possibili concentrazioni di tensione non catturate dalla formulazione semplificata. Nel complesso, il confronto conferma la validità della teoria classica dei laminati nel descrivere la risposta del composito in trazione e supporta l'affidabilità delle simulazioni *Ansys*.

7.3.2 Flessione a tre punti

Per verificare che la simulazione della prova di flessione a tre punti sia coerente con i calcoli analitici ottenuti dalla CLT, si è proceduto nel medesimo modo della trazione, ovvero confrontando i grafici della deformazioni e delle tensioni in funzione dello spessore del *patch*. In particolare si è considerata la componente *x* sia per la deformazione che per la tensione. Nella figura 7.18 vengono riportati i grafici citati.

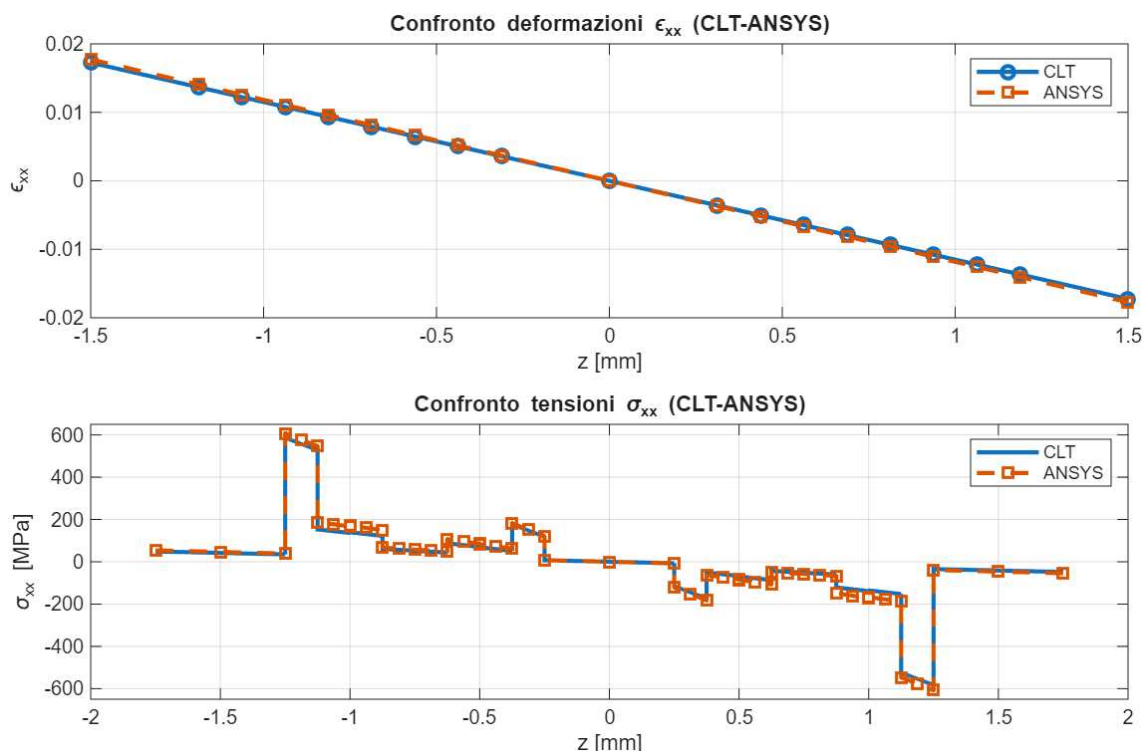


FIGURA 7.18: Confronto tra calcolo analitico e simulazione *Ansys* delle deformazioni ϵ_{xx} e delle tensioni σ_{xx} lungo lo spessore del laminato con fibre rinforzate in carbonio

Nel confronto tra calcolo analitico e simulazione *Ansys* per la prova di flessione a tre punti del laminato in fibra di carbonio, i risultati mostrano coerenza tra i due approcci. Nel primo grafico, relativo alle deformazioni ϵ_{xx} , le curve della CLT e di *Ansys* risultano praticamente sovrapposte lungo tutto lo spessore, confermando la linearità della distribuzione e la corretta individuazione dell'asse neutro. Questo comportamento è tipico della flessione pura e dimostra che il modello numerico riproduce fedelmente la risposta teorica prevista dalla teoria classica dei laminati. Nel secondo grafico, dedicato alle tensioni σ_{xx} , si osserva un andamento a gradini, dovuto alla variazione delle proprietà elastiche tra i diversi strati del composito. Anche in questo caso, la sovrapposizione tra i risultati analitici e quelli FEM è molto buona: le differenze locali sono minime e riconducibili alla discretizzazione del modello e alla rappresentazione tridimensionale del laminato nel software.

Nel complesso, il confronto evidenzia che la simulazione *Ansys* è in grado di riprodurre con elevata accuratezza le distribuzioni di deformazione e tensione ottenute analiticamente, confermando la validità del modello implementato e la corretta applicazione della CLT per la descrizione del comportamento flessionale del laminato in carbonio.

Un altro aspetto di rilievo in questo lavoro è la variazione dello spostamento in funzione

della distanza tra gli appoggi. Considerando che i dati dovranno essere confrontati con una prova meccanica reale, è necessario tener conto anche nel calcolo analitico e nella simulazione numerica, la possibile presenza di errori dovuti alla distanza non esatta tra gli appoggi. Si è valutato ciò in modo da capire quanto effettivamente una piccola variazione degli appoggi possa influire sul risultato complessivo. Si è proceduto ad eseguire nuovamente il calcolo analitico e la simulazione considerando le variazioni della distanza tra gli appoggi con uno scarto di ± 1 mm e di ± 2 mm. Nella tabella 7.17 vengono riportati gli errori calcolati rispetto al valore centrale, ovvero 60 mm.

Distanza appoggi [mm]	Variazione CLT [%]	Variazione ANSYS [%]
58	-9.67	-9.42
59	-4.92	-4.84
60	0	0
61	+5.08	+4.89
62	+10.34	+10.06

TABELLA 7.17: Variazione percentuale dello spostamento rispetto al valore nominale di 60 mm

La variazione della distanza tra gli appoggi rispetto al valore nominale di 60 mm determina una variazione pressoché proporzionale dello spostamento massimo. In particolare, una modifica di ± 1 mm comporta una variazione dello spostamento di circa $\pm 5\%$, mentre una variazione di ± 2 mm produce uno scostamento di circa $\pm 10\%$. I risultati ottenuti mediante CLT e *Ansys* risultano sostanzialmente coincidenti, evidenziando una sensibilità analoga alla variazione della distanza tra gli appoggi.

7.4 Risultati delle prove meccaniche

All'interno di questa sezione vengono riportati i risultati riferiti alle due prove meccaniche di trazione e di flessione a tre punti. Nello specifico vengono presentate le prove di trazione sia per il laminato con carbonio che con il Kevlar, mentre la flessione a tre punti è eseguita solamente considerando il carbonio.

7.4.1 Trazione

Le prove di trazione si sono svolte con le condizioni descritte nel Capitolo 6. Per ogni tipologia di laminato le prove previste sono tre, per verificare l'affidabilità dei risultati. Per quanto riguarda i laminati con rinforzo in carbonio, sono andati incontro a rottura fragile, in corrispondenza del punto di afferraggio, come si può vedere nelle figura 7.19. Sebbene la norma ASTM D3039 non individui una specifica regione di accettazione della

rottura, l'impiego di tab di rinforzo alle estremità del provino avrebbero potuto limitare la concentrazione degli sforzi in corrispondenza del sistema di serraggio.

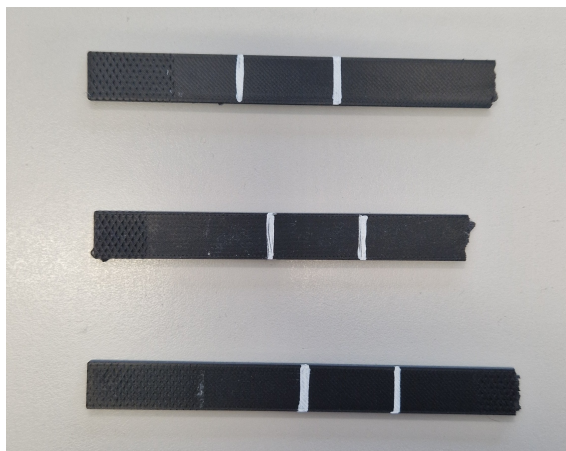


FIGURA 7.19: Patch realizzati in carbonio dopo la prova di trazione

Nel grafico 7.20 è riportata la forza in funzione dello spostamento per le tre prove sperimentali: si può apprezzare come le curve riferite alle prove sono tra loro ripetibili. Si osserva un andamento pressoché lineare fino a prossimità della rottura, con curve molto simili tra loro sia in termini di pendenza sia di carico massimo, a conferma di un comportamento elastico coerente e di una corretta esecuzione delle prove.

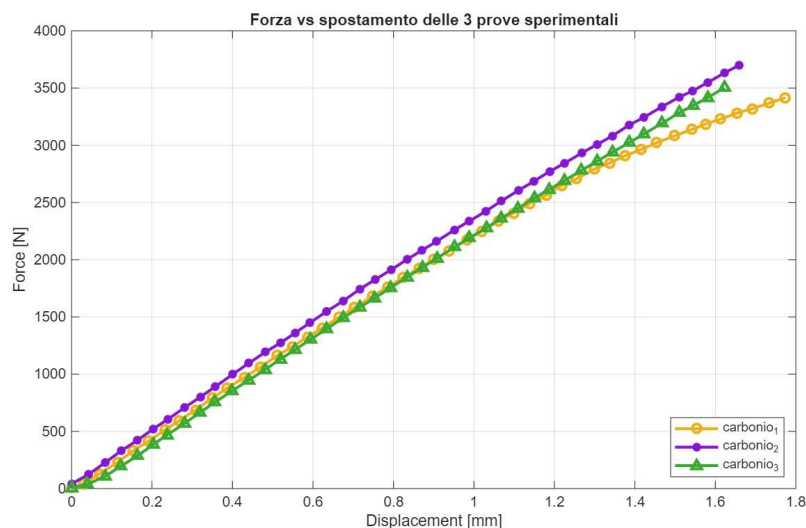


FIGURA 7.20: Grafico forza-spostamento delle prove meccaniche relative al laminato con il carbonio

Per effettuare un confronto più rapido, nella tabella 7.18 vengono riportati i risultati ottenuti dalla elaborazione dei dati provenienti dal file di *output* delle prove.

ID	Elongazione massima	Carico di rottura	Strain a rottura	Stress a rottura	Modulo elastico
	[mm]	[N]	[-]	[MPa]	[MPa]
C1	1.77	3416	0.0204	122	6187
C2	1.66	3700	0.0191	131	6865
C3	1.62	3503	0.019	124	6814

TABELLA 7.18: Risultati ricavati dall'elaborazione dei dati della prova di trazione per il laminato con rinforzo in carbonio

I dati riassunti in tabella 7.18 evidenziano che l'elongazione massima varia in un intervallo ristretto, mentre il carico di rottura si attesta tra 3416 N e 3700 N. Gli *strain* a rottura sono compresi tra 0.019 e 0.0204, con valori di *stress* a rottura dell'ordine di 120–130 MPa, in linea con un composito a matrice polimerica rinforzato con fibre di carbonio. Il modulo elastico risulta compreso tra circa 6200 e 6900 MPa, con variazioni contenute tra i campioni, indicando una buona omogeneità del laminato e confermando la coerenza complessiva del comportamento meccanico in trazione.

Anche per il Kevlar, viene riportato nella figura 7.21 lo stato dei *patch* dopo la prova di trazione: in questo caso non si ha una rottura evidente sicuramente dovuta al fatto che è avvenuto il cedimento di qualche *layer* interno.

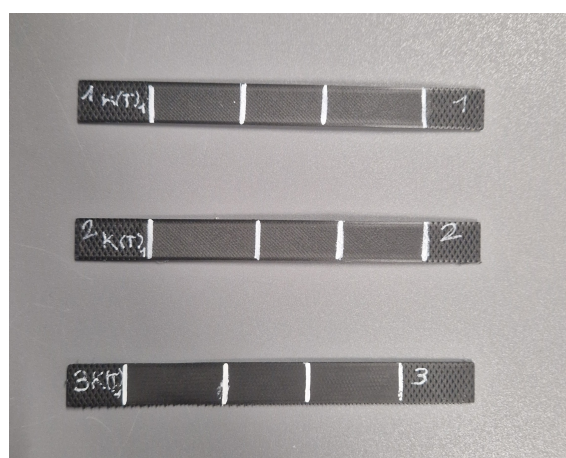


FIGURA 7.21: *Patch* realizzati in Kevlar dopo la prova di trazione

I risultati sperimentali relativi al laminato con rinforzo in Kevlar mostrano un comportamento meccanico molto regolare e ripetibile tra le tre prove eseguite. Dal grafico forza–spostamento, come mostrato nella figura 7.22, si nota un andamento lineare fino alla rottura, indice di una risposta elastica stabile e di una buona uniformità del materiale. Le tre curve risultano quasi sovrapposte, segno che le prove sono state condotte in modo coerente e che il laminato presenta una distribuzione omogenea delle fibre e della matrice. In questo caso le curve non iniziano esattamente da zero; ciò si potrebbe essere causato da un possibile assestamento del provino.

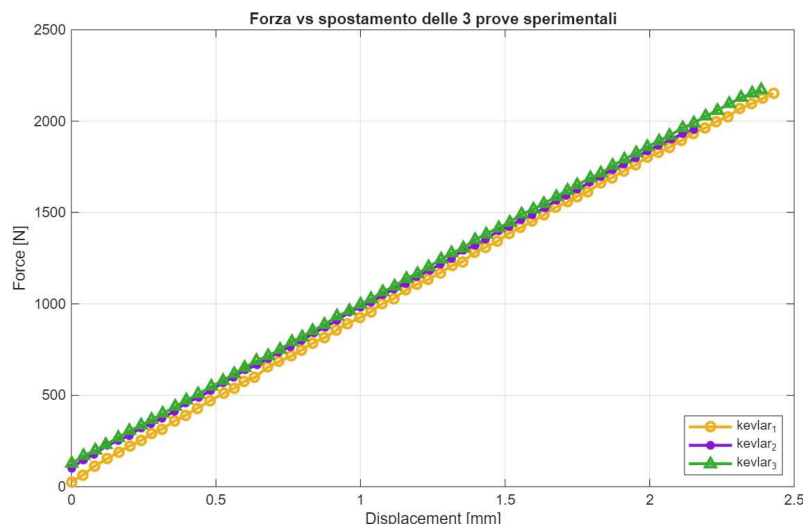


FIGURA 7.22: Grafico forza-spostamento delle prove meccaniche relative al laminato con il Kevlar

Allo stesso modo del carbonio, nella tabella 7.19 vengono riportati i risultati complessivi delle prove di trazione per il Kevlar.

ID	Elongazione massima	Carico di rottura	Strain a rottura	Stress a rottura	Modulo elastico
	[mm]	[N]	[-]	[MPa]	[MPa]
K1	2.43	2152	0.028	98	3459
K2	2.15	1956	0.025	88	3376
K3	2.39	2173	0.027	97	3357

TABELLA 7.19: Risultati ricavati dall'elaborazione dei dati della prova di trazione per il laminato con rinforzo in Kevlar

Dalla tabella 7.19 emerge che l'elongazione massima varia tra 2.15 mm e 2.43 mm, mentre il carico di rottura si attesta intorno ai 2100 N. Gli *strain* a rottura sono compresi tra 0.025 e 0.028, con *stress* a rottura dell'ordine di 90-100 MPa e modulo elastico medio di circa 3400 MPa. Questi valori, inferiori rispetto a quelli del laminato in carbonio, riflettono la maggiore duttilità e minore rigidità del Kevlar, che tende ad assorbire più deformazione prima della rottura. Nel complesso, i risultati confermano la ripetibilità delle prove e la coerenza del comportamento meccanico del laminato in Kevlar, evidenziando una risposta elastica lineare e una buona capacità di deformazione. Dai risultati ottenuti si può notare come l'elongazione massima del carbonio sia minore rispetto a quella del Kevlar, ma considerando il carico di rottura si può evidenziare come le forze maggiori si hanno per il *patch* con il rinforzo in carbonio. Tenendo conto di questi due aspetti, si può confermare ulteriormente che il carbonio ha una rigidità notevole rispetto al Kevlar. Osservando i valori di *strain* e *stress* si possono dedurre due considerazioni principali: lo *strain* a rottura è maggiore nel caso del Kevlar, mentre

lo *stress* a rottura ha valori più grandi per il carbonio. Ciò si può giustificare perché il carbonio, essendo più rigido, a parità di carico applicato si rompe meno facilmente rispetto al Kevlar. Un ulteriore dato che dimostra le migliori proprietà di rigidità del carbonio è il modulo elastico, che ha valori molto più elevati rispetto a quelli del Kevlar. Un vantaggio del Kevlar è la sua tenacità, che permette al materiale di deformarsi notevolmente rispetto al carbonio. Nonostante ciò entrambi i materiali presentano un comportamento fragile in quanto le curve sono lineari, senza un comportamento plastico significativo.

7.4.2 Flessione a tre punti

Le prove di flessione a tre punti sono state eseguite esclusivamente sui laminati rinforzati con fibra di carbonio. La scelta della fibra di carbonio è stata dettata principalmente da esigenze sperimentali legate alla disponibilità della strumentazione e dei materiali. Di seguito, nelle figure 7.23 e 7.24, vengono riportate le immagini relative alla rottura dei *patch* realizzati. Si può notare come sia presente una frattura in corrispondenza del punto di applicazione della forza.



FIGURA 7.23: *Patch* realizzati in carbonio dopo la prova di flessione a tre punti (vista laterale)



FIGURA 7.24: *Patch* realizzati in carbonio dopo la prova di flessione a tre punti, con l'evidente rottura nella parte superiore

Il grafico riportato nella figura 7.25 mostra l'andamento della forza in funzione dello spostamento per tre prove sperimentali eseguite sul laminato in fibra di carbonio. Le curve presentano un comportamento molto simile tra loro, con una crescita quasi lineare fino a circa 3 mm di spostamento, seguita da una leggera deviazione nella parte finale. Questo andamento indica una risposta elastica stabile del materiale nella prima fase del carico, coerente con l'elevata rigidità del carbonio, e una successiva non linearità dovuta all'avvicinarsi della zona di danneggiamento o alla progressiva perdita di adesione tra fibre e matrice.

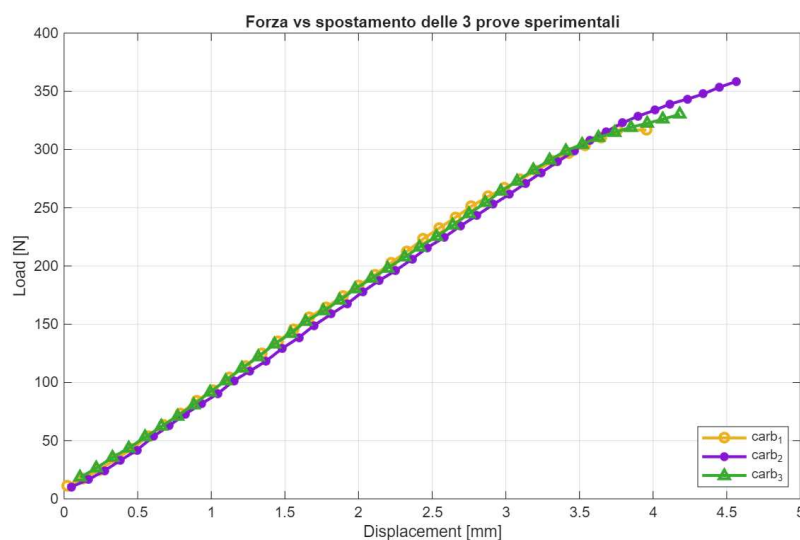


FIGURA 7.25: Grafico forza-spostamento delle prove meccaniche relative al laminato con il carbonio

ID	Spostamento a rottura	Carico di rottura	Strain a rottura	Modulo elastico
	[mm]	[N]	[-]	[MPa]
C1	3.760	317	0.021	7462
C2	4.564	358	0.027	6958
C3	4.182	330	0.024	7499

TABELLA 7.20: Risultati ricavati dall'elaborazione dei dati della prova di flessione a tre punti per il laminato con rinforzo in carbonio

Dalla tabella 7.20 si osserva una buona ripetibilità delle tre prove sperimentali, con valori di carico a rottura compresi tra 317 e 358 N e spostamenti a rottura variabili tra 3.760 e 4.564 mm.

Il modulo elastico a flessione assume valori compresi tra circa 6958 e 7499 MPa. La limitata dispersione dei risultati conferma la buona riproducibilità del processo produttivo e la corretta adesione tra matrice e rinforzo, consentendo di considerare il comportamento flessionale del laminato sufficientemente omogeneo.

Le modeste differenze riscontrate tra i tre provini possono essere attribuite alle inevitabili variabilità sperimentali e alle tolleranze del processo di fabbricazione additiva, quali lievi differenze nello spessore effettivo, nell'allineamento delle fibre continue o nella presenza di difetti locali. Tuttavia, tali variazioni non influenzano significativamente la risposta globale del laminato, che risulta caratterizzata da una buona rigidità e da un comportamento elastico pressoché lineare fino a prossimità della rottura.

Confrontando le tre prove e i valori a loro associati si può affermare che la produzione dei tre *patch* e le prove di flessione alla quale sono stati sottoposti danno dei risultati coerenti tra loro. Le differenze minime tra i campioni, visibili solo nella parte finale, possono essere attribuite a piccole variazioni locali, dovute a possibili rotture interne del provino. In generale, si evidenzia e conferma il comportamento tipico dei materiali rinforzati in carbonio, caratterizzato da elevata rigidità, deformazioni contenute e risposta meccanica altamente coerente tra le diverse prove.

7.5 Confronto tra approccio analitico, simulazioni e prove meccaniche

In questa sezione viene effettuato il confronto tra i vari metodi e prove presentate in questo lavoro di tesi, valutando la coerenza tra approccio analitico, simulazioni e prove meccaniche. L'obiettivo è valutare la coerenza dei tre metodi utilizzati in modo da validare la generalizzazione dei calcoli analitici basati sulla CLT, verificare che le simulazioni numeriche create tramite *Ansys APDL* siano confrontabili ai calcoli analitici

ed infine paragonare il caso reale delle prove sperimentali con i risultati precedentemente descritti.

7.5.1 Trazione

Per effettuare il confronto tra soluzione analitica, simulazione numerica e prove meccaniche si è deciso di confrontare i grafici della forza in funzione dello spostamento. Nel caso del laminato con rinforzo in carbonio, riportato nella figura 7.26, le curve CLT e *Ansys* risultano pressoché sovrapposte lungo tutto l'intervallo di spostamento, confermando che il modello numerico riproduce fedelmente la risposta elastica prevista dalla teoria classica dei laminati. I dati sperimentali presentano un andamento lineare con pendenza molto simile a quella delle curve teoriche, ma con una leggera differenza nel carico massimo e nello spostamento a rottura, attribuibile alle inevitabili variabilità del materiale reale.

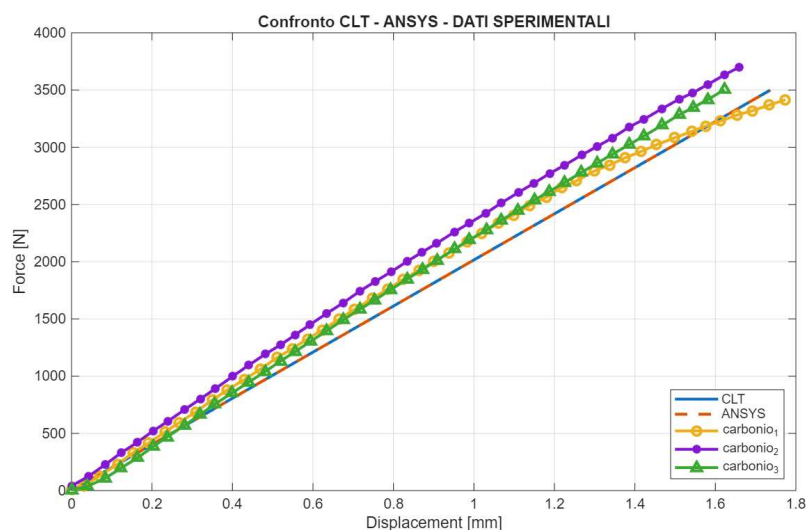


FIGURA 7.26: Confronto grafici Forza-Spostamento dei risultati del calcolo analitico, della simulazione *Ansys* e delle prove meccaniche, relativi al laminato con il carbonio

Nella tabella 7.21 viene effettuato il confronto tra le prove eseguite e i materiali isotropi considerati nel calcolo analitico, ovvero il PETG e l'Onyx.

Materiale	Elongazione max [mm]	Carico rottura [N]	Strain [-]	Stress [MPa]	Modulo [MPa]
PETG (datasheet)	—	—	0.076 ± 0.002	38.5 ± 1.4	1939 ± 28
Onyx (datasheet)	—	—	0.25	37	2400
Carbonio (media)	1.68	3539	0.01937	125.64	6843.74
Carbonio (dev.std)	0.079	145.49	0.00091	5.09	605.91
Carbonio (CV %)	4.69%	4.11%	4.70%	4.05%	8.85%

TABELLA 7.21: Confronto delle proprietà meccaniche a trazione tra PETG, Onyx e laminato rinforzato in carbonio (medie, deviazioni standard e CV).

Nella figura 7.27 è riportato il caso del laminato con rinforzo in Kevlar.

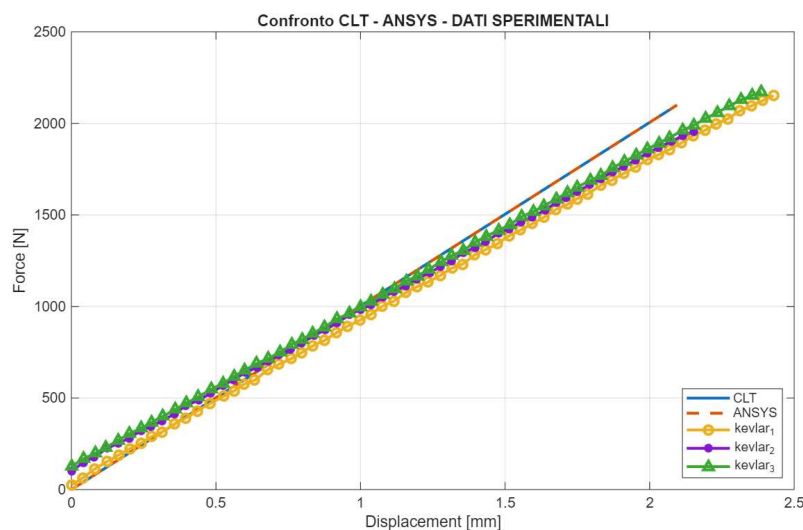


FIGURA 7.27: Confronto grafico Forza-Spostamento dei risultati del calcolo analitico, della simulazione *Ansys* e delle prove meccaniche, relativi al laminato con il Kevlar

Anche nel caso del Kevlar, viene riportato il confronto tra i valori ottenuti dalle prove meccaniche con i moduli del PETG e dell'Onyx.

Materiale	Elongazione max [mm]	Carico rottura [N]	Strain [-]	Stress [MPa]	Modulo [MPa]
PETG (datasheet)	–	–	0.076 ± 0.002	38.5 ± 1.4	1939 ± 28
Onyx (datasheet)	–	–	0.25	37	2400
Kevlar (media)	2.322	2093.34	0.02669	94.04	3397.15
Kevlar (dev.std)	0.149	119.71	0.00171	5.48	54.30
Kevlar (CV %)	6.41%	5.72%	6.41%	5.83%	1.60%

TABELLA 7.22: Confronto delle proprietà meccaniche a trazione tra PETG, Onyx e laminato rinforzato in Kevlar (medie, deviazioni standard e CV).

Dalle curve forza-spostamento dei laminati in carbonio e Kevlar (figure 7.26 e 7.27) emerge un comportamento complessivamente lineare nella regione elastica, coerente con le ipotesi di elasticità lineare adottate sia nella teoria dei laminati (CLT) sia nelle simulazioni numeriche. Nel caso del laminato in carbonio, la pendenza delle curve è maggiore, evidenziando una rigidità superiore e una capacità di sopportare carichi più elevati a parità di spostamento. Il confronto tra i risultati sperimentali e quelli numerici mostra una buona concordanza, con scarti limitati attribuibili alla fabbricazione e a possibili imperfezioni di allineamento delle fibre. Il laminato in Kevlar, al contrario, presenta una risposta più deformabile e una rigidità inferiore, ma mantiene un comportamento lineare e stabile fino al limite elastico. Anche in questo caso, la

correlazione tra CLT, *Ansys* e prove sperimentali conferma la validità del modello di calcolo e la corretta impostazione delle condizioni al contorno.

Quindi, la prova di trazione ha permesso di verificare la coerenza tra modello teorico e comportamento reale, evidenziando come la diversa natura delle fibre influenzi in modo significativo la rigidità e la capacità di carico del laminato. Dal punto di vista applicativo, il Kevlar risulta più adatto in presenza di sollecitazioni improvvise o dinamiche, mentre il carbonio è preferibile in contesti in cui è necessario garantire elevata rigidità e stabilità strutturale.

Considerando il confronto quantitativo tra i materiali rinforzati e i materiali polimerici, il PETG e l'Onyx, mostra in modo evidente il contributo dei rinforzi continui rispetto ai materiali non rinforzati. Il PETG e l'Onyx presentano valori di modulo e resistenza relativamente contenuti: il PETG ha un modulo di circa 1.9 GPa, mentre l'Onyx si colloca attorno ai 2.4 GPa, con tensioni a rottura nell'ordine dei 37–38 MPa. Questi valori sono tipici di materiali polimerici con comportamento prevalentemente duttile.

L'introduzione delle fibre continue di carbonio modifica radicalmente la risposta meccanica del laminato. Il modulo elastico passa a circa 6.8 GPa, con un incremento notevole rispetto al PETG e rispetto all'Onyx. Anche la tensione a rottura aumenta in modo significativo, raggiungendo valori medi di 125 MPa, più che tripli rispetto ai materiali base. La deformazione a rottura si riduce drasticamente, evidenziando il passaggio da un comportamento duttile a uno più fragile ma strutturalmente molto più efficiente. Il coefficiente di variazione (CV) rimane contenuto (4–9%), indicando una buona ripetibilità sperimentale.

Il Kevlar, pur non raggiungendo le prestazioni del carbonio, mostra comunque un miglioramento netto rispetto ai materiali non rinforzati: il modulo elastico sale a circa 3.4 GPa e la tensione a rottura a 94 MPa, più che doppia rispetto a PETG e Onyx. Lo *strain* a rottura rimane più elevato rispetto al carbonio (0.0267), confermando un comportamento più tenace e meno fragile. Il Kevlar si colloca quindi come materiale intermedio: più resistente e rigido dei polimeri base, ma con una capacità di deformazione maggiore rispetto al carbonio.

In sintesi, il confronto in trazione evidenzia chiaramente che l'uso dei rinforzi continui permette di ottenere laminati con proprietà meccaniche nettamente superiori, rendendo i materiali compositi stampati additivamente idonei a impieghi strutturali dove PETG e Onyx non sarebbero sufficienti.

7.5.2 Flessione a tre punti

Allo stesso modo della trazione, per confrontare la soluzione analitica, simulazione numerica e i dati sperimentali si è deciso di creare un grafico forza-spostamento. La figura

7.28 riporta il confronto tra le curve forza–spostamento ottenute mediante il modello teorico implementato in Matlab sulla base della CLT, la simulazione agli elementi finiti eseguita in *Ansys* e le tre prove sperimentali di flessione a tre punti sul laminato rinforzato con fibra di carbonio.

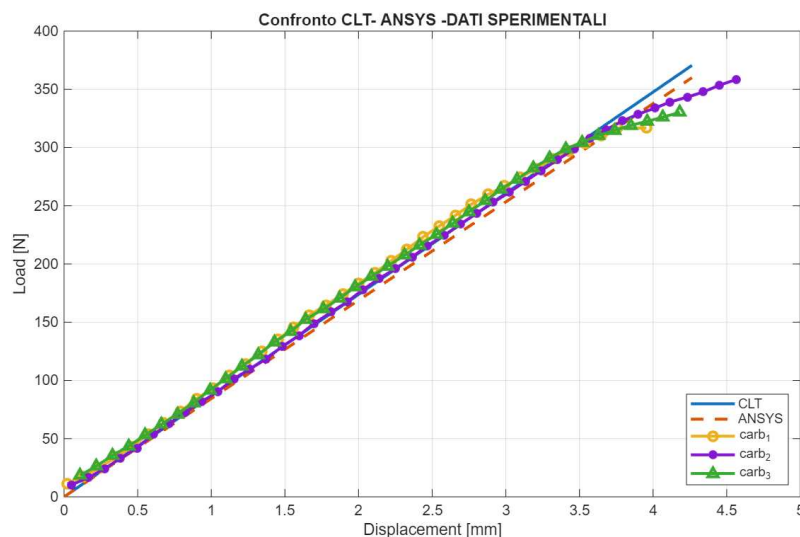


FIGURA 7.28: Confronto grafici Forza-Spostamento dei risultati del calcolo analitico, della simulazione *Ansys* e delle prove meccaniche, relativi al laminato con il carbonio

Dall’analisi delle curve si osserva come tutti gli approcci presentino un comportamento pressoché lineare nella fase elastica iniziale, evidenziando una buona concordanza nella rigidezza flessionale del laminato. Nella tabella 7.23 viene riportato il confronto i moduli ottenuti dalle prove sperimentale ed i moduli dei materiali isotropi considerati, quali Onyx e il PETG.

Materiale	Modulo flessione [MPa]	Carico rottura [N]	Spostamento [mm]
PETG (datasheet)	1882 ± 30	–	–
Onyx (datasheet)	3600	–	–
Carbonio (media)	7306.33	335.15	4.169
Carbonio (dev.std)	302.59	21.23	0.402
Carbonio (CV %)	4.14%	6.34%	9.65%

TABELLA 7.23: Confronto delle proprietà meccaniche a flessione tra PETG, Onyx e laminato rinforzato in carbonio (medie, deviazioni standard e CV).

Le curve sperimentali risultano comprese tra le previsioni fornite dal modello teorico e dalla simulazione numerica, mostrando uno scostamento contenuto lungo gran parte del campo di deformazione. In particolare, il modello basato sulla *Classical Laminat Theory* evidenzia una risposta leggermente più rigida rispetto ai risultati sperimentali,

prevedendo, a parità di carico applicato, spostamenti inferiori. Tale comportamento è riconducibile alle ipotesi proprie della CLT, che descrive il laminato come un sistema perfettamente elastico lineare, assumendo un'adesione ideale tra gli strati e trascurando fenomeni quali imperfezioni geometriche, difetti introdotti durante il processo di stampa, ondulazioni delle fibre ed eventuali danneggiamenti locali.

La simulazione agli elementi finiti fornisce una stima più vicina al comportamento osservato sperimentalmente, in particolare nella fase iniziale del caricamento. Si osserva tuttavia una lieve differenza di rigidità rispetto alla previsione teorica della CLT, con la simulazione numerica che restituisce una risposta leggermente meno rigida. Tale scostamento potrebbe essere influenzato anche dalla discretizzazione numerica adottata. Poiché nel presente lavoro non è stata eseguita un'analisi di convergenza della mesh, non è possibile stabilire in quale misura la discretizzazione contribuisca alla differenza osservata. Di conseguenza, questo aspetto rappresenta una limitazione del presente studio e potrà essere approfondito in lavori futuri. Le differenze riscontrate in prossimità del carico massimo possono essere attribuite alla naturale variabilità del processo produttivo e alle inevitabili tolleranze dimensionali dei provini, che influenzano la risposta meccanica reale del laminato. Nonostante tali scostamenti, il confronto evidenzia un'elevata coerenza tra i risultati teorici, numerici e sperimentali, confermando l'affidabilità dell'approccio adottato per la caratterizzazione del comportamento flessionale del materiale composito.

Il comportamento a flessione conferma quanto osservato nelle prove di trazione. Il modulo a flessione del PETG (circa 1.88 GPa) e dell'Onyx (3.6 GPa) riflette la natura polimerica dei materiali, con rigidità moderate e adatte a componenti non strutturali.

Il laminato rinforzato in carbonio mostra invece un modulo a flessione di oltre 7.3 GPa, quasi quattro volte quello del PETG e circa il doppio rispetto all'Onyx. Questo incremento è particolarmente significativo perché la flessione è una sollecitazione critica nelle applicazioni ortesiche, dove la rigidità del dispositivo influisce direttamente sulla stabilità e sul supporto fornito al paziente.

Il carico a rottura in flessione del carbonio (circa 335 N) e lo spostamento a rottura (circa 4.17 mm) mostrano una buona capacità di sopportare sollecitazioni prima della rottura, con una dispersione moderata (CV tra 4% e 10%), indice di una risposta meccanica stabile e ripetibile.

Nel complesso, il confronto in flessione evidenzia che il rinforzo in carbonio conferisce al laminato una rigidità e una resistenza nettamente superiori, rendendolo adatto a componenti che devono sopportare carichi elevati e deformazioni contenute, come richiesto nelle applicazioni ortesiche.

Capitolo 8

Conclusioni e prospettive di sviluppo future

8.1 Conclusioni

Nel presente lavoro di tesi si è sviluppato e validato un approccio teorico, numerico e sperimentale per lo studio del comportamento meccanico di laminati compositi realizzati mediante manifattura additiva con rinforzo continuo. Attraverso l'applicazione della *Classical Laminate Theory*, l'impiego di simulazioni agli elementi finiti e la realizzazione di prove meccaniche sperimentali, è possibile valutare l'affidabilità dei modelli sviluppati e analizzare l'influenza del rinforzo sulle prestazioni strutturali dei componenti prodotti. I risultati ottenuti dimostrano che l'integrazione di fibre continue consente di superare le limitazioni meccaniche dei materiali polimerici comunemente impiegati nella stampa 3D, come PETG e Onyx, incrementando in modo significativo rigidità e resistenza. L'approccio sviluppato costituisce una base metodologica solida per la progettazione e l'ottimizzazione di rinforzi da integrare direttamente in componenti stampati in PETG, come i busti ortopedici, con l'obiettivo di migliorarne la risposta strutturale nelle zone maggiormente sollecitate.

8.1.1 Sviluppo e validazione del modello teorico e numerico

La prima parte del lavoro si è concentrata sulla realizzazione di un modello teorico basato sulla *Classical Laminate Theory*, implementato in ambiente Matlab, per la previsione del comportamento meccanico di laminati compositi realizzati mediante manifattura additiva con rinforzo continuo. Il modello ha consentito di determinare le proprietà equivalenti del laminato e di analizzare la distribuzione delle tensioni e delle deformazioni lungo lo spessore sia in condizioni di trazione sia di flessione a tre punti. I materiali considerati sono i seguenti:

- carbonio: una configurazione di laminato per la trazione e una per la flessione;
- Kevlar: una configurazione di laminato per trazione.

Successivamente si è proceduto all'implementazione dei codici APDL da utilizzare nell'ambiente *Ansys Mechanical*, in modo da effettuare la simulazione della prova di trazione per il carbonio e per il Kevlar, e la prova di flessione a tre punti solamente per il carbonio. Il codice APDL ha permesso di risolvere la simulazione implementata, con la possibilità di apprezzare le variazioni di deformazione e di tensione tramite i *contour plot*. Inoltre, è stato possibile estrarre questi valori ed esportarli in file di testo. Questo passaggio è fondamentale, in quanto i valori di deformazione e di tensioni sono stati utilizzati per il confronto dei risultati. I risultati ottenuti sono stati confrontati con simulazioni agli elementi finiti realizzate in ambiente *Ansys*, evidenziando una buona concordanza sia in termini di risposta globale sia nella distribuzione delle grandezze meccaniche. Tale accordo conferma la validità dell'approccio teorico adottato e la corretta implementazione del modello numerico.

8.1.2 Validazione sperimentale

Al fine di validare i risultati ottenuti mediante gli approcci teorico e numerico, sono state condotte delle prove sperimentali di trazione e flessione a tre punti su provini realizzati mediante tecnologia FFF con rinforzo continuo. Prima di tutto si è proceduto alla riproduzione delle configurazioni scelte all'interno del software *Eiger*. In seguito sono stati realizzati dei *patch* tramite la stampante *Markforged X7*. Le stampe programmate hanno previsto:

- Realizzazione di *patch* in rinforzo di carbonio per la trazione;
- Realizzazione di *patch* in rinforzo in Kevlar per la trazione;
- Realizzazione di *patch* in rinforzo di carbonio per la prova di flessione a tre punti.

Le prove di trazione hanno permesso di determinare le principali proprietà meccaniche dei laminati rinforzati con fibra di carbonio e Kevlar, quali modulo elastico, *stress* a rottura e deformazione ultima.

Si è scelto di effettuare la prova di flessione a tre punti considerando la fibra di carbonio, principalmente per esigenze sperimentali legate alla disponibilità della strumentazione e dei materiali. In questo caso viene evidenziato lo spostamento massimo, carico massimo a rottura e il modulo elastico a flessione.

Il confronto tra le curve forza–spostamento sperimentali e quelle ottenute mediante i modelli sviluppati ha mostrato una buona correlazione, confermando la capacità della *Classical Laminate Theory* e della simulazione FEM di descrivere in maniera soddisfacente il comportamento elastico dei componenti analizzati.

8.1.3 Considerazioni finali e prospettive future

I risultati ottenuti evidenziano come l'impiego di fibre continue consenta di incrementare significativamente le prestazioni meccaniche dei componenti realizzati mediante manifattura additiva, rendendo tali materiali idonei ad applicazioni strutturali leggere. In particolare, i laminati rinforzati con fibra di carbonio hanno mostrato i migliori risultati in termini di rigidità e resistenza meccanica, mentre i laminati con rinforzo in Kevlar hanno evidenziato una maggiore capacità deformativa. Lo studio ha inoltre dimostrato come la *Classical Laminate Theory* e le simulazioni *Ansys* rappresentino due strumenti efficaci per la progettazione preliminare di laminati compositi stampati in 3D, consentendo di ottenere stime affidabili delle proprietà meccaniche con un costo computazionale ridotto rispetto alle analisi numeriche complete.

Inoltre, l'analisi comparativa tra PETG, Onyx e i laminati rinforzati con fibre continue dimostra in modo quantitativo che l'adozione dei rinforzi è essenziale per ottenere prestazioni meccaniche adeguate a impieghi strutturali. I materiali non rinforzati presentano limiti evidenti in termini di rigidità e resistenza, mentre i compositi in carbonio e Kevlar mostrano incrementi significativi in tutte le grandezze meccaniche analizzate, con miglioramenti notevoli nelle proprietà meccaniche.

Questo risultato conferma la validità dell'approccio adottato e giustifica pienamente l'impiego dei rinforzi continui nella progettazione di dispositivi ortesici ad alte prestazioni.

Nonostante i risultati ottenuti confermino la validità dell'approccio proposto, il presente lavoro presenta alcuni aspetti che meritano ulteriori approfondimenti.

In primo luogo, il modello sviluppato è stato validato sperimentalmente esclusivamente mediante prove eseguite sui *patch* compositi rinforzati con fibra continua. Un naturale sviluppo del lavoro consiste nella realizzazione e caratterizzazione sperimentale di provini in PETG integrati con i *patch* di rinforzo, al fine di verificare sperimentalmente il comportamento della soluzione progettuale destinata all'applicazione nei busti ortopedici. Tale attività consentirebbe di valutare l'effettiva efficacia del rinforzo nel componente finale e di confrontare direttamente i risultati sperimentali con le previsioni teoriche e numeriche.

Un ulteriore approfondimento riguarda l'esecuzione di un'analisi di convergenza della *mesh* nelle simulazioni agli elementi finiti, al fine di quantificare l'influenza della discretizzazione numerica sulla risposta strutturale e ridurre ulteriormente gli scostamenti osservati rispetto al modello teorico.

Un ulteriore limite dell'applicazione è rappresentato dalla piattaforma di stampa utilizzata, che consente la deposizione della fibra esclusivamente su piani a quota costante.

L'impiego di sistemi multi-asse o basati su robot antropomorfi permetterebbe invece la deposizione *free-form* della fibra lungo superfici tridimensionali, rendendo possibile un orientamento del rinforzo ancora più aderente alle linee di massima sollecitazione tipiche dei busti ortopedici.

L'integrazione di tali tecnologie con modelli digitali ottenuti mediante scansione tridimensionale del paziente consentirebbe infine di progettare busti completamente personalizzati, ottimizzando posizione, quantità e orientamento del rinforzo in funzione delle specifiche esigenze biomeccaniche del singolo soggetto. Nel complesso, il metodo sviluppato nel presente lavoro costituisce un valido supporto alla progettazione di componenti compositi realizzati mediante stampa 3D con fibra continua, consentendo di definire in modo razionale la distribuzione del rinforzo in funzione delle esigenze strutturali. Tale approccio permette di limitare l'attività sperimentale necessaria in fase di progettazione e rappresenta una solida base per lo sviluppo di busti ortopedici sempre più leggeri, personalizzati ed efficienti.

Appendice A

Risultati completi del calcolo analitico

A.1 Matrici di rigidezza per le lamine con angoli di deposizione differenti

A.1.1 Lamina con rinforzo in carbonio

$$\mathbf{E}_0 = \begin{bmatrix} 41370 & 2136 & 0 \\ 2136 & 6744 & 0 \\ 0 & 0 & 2464 \end{bmatrix}, \quad (\text{A.1})$$

$$\mathbf{E}_{45} = \begin{bmatrix} 15560 & 10633 & 8656 \\ 10633 & 15560 & 8656 \\ 8656 & 8656 & 10960 \end{bmatrix}, \quad (\text{A.2})$$

$$\mathbf{E}_{-45} = \begin{bmatrix} 15560 & 10633 & -8656 \\ 10633 & 15560 & -8656 \\ -8656 & -8656 & 10960 \end{bmatrix}, \quad (\text{A.3})$$

$$\mathbf{E}_{90} = \begin{bmatrix} 6744 & 2136 & 0 \\ 2136 & 41370 & 0 \\ 0 & 0 & 2464 \end{bmatrix}. \quad (\text{A.4})$$

A.1.2 Lamina con rinforzo in Kevlar

$$\mathbf{E}_0 = \begin{bmatrix} 19386 & 1993 & 0 \\ 1993 & 6292 & 0 \\ 0 & 0 & 2267 \end{bmatrix}, \quad (\text{A.5})$$

$$\mathbf{E}_{45} = \begin{bmatrix} 9683 & 5149 & 3273 \\ 10633 & 15560 & 3273 \\ 3273 & 3273 & 5423 \end{bmatrix}, \quad (\text{A.6})$$

$$\mathbf{E}_{-45}^{\sim} = \begin{bmatrix} 9683 & 5149 & -3273 \\ 10633 & 15560 & -3273 \\ -3273 & -3273 & 5423 \end{bmatrix}, \quad (\text{A.7})$$

$$\mathbf{E}_{90}^{\sim} = \begin{bmatrix} 6292 & 1993 & 0 \\ 1993 & 1939 & 0 \\ 0 & 0 & 2267 \end{bmatrix}. \quad (\text{A.8})$$

Appendice B

Codici e *contour plot* di Ansys APDL

B.1 Codici APDL

B.1.1 Codice APDL prova trazione

Carbonio

```

FINISH
/CLEAR
/FILNAME,patch_carbonio_onyx_sim_bil
! definizione di eventuali variabili
! dimensioni del patch
t_carb=0.125 !mm--> spessore del singolo patch di carbonio
L=130 !mm
b=13 !mm
! proprieta' meccaniche carbonio
E1_carb = 40692.78 !MPa=N/mm^2
E2_carb = 6633.74 !MPa
G12_carb = 2463.65 !MPa
nu12_carb = 0.3168
nu21_carb= 0.0516
! ONYX (MAT 2)
E_onyx = 2400
nu_onyx = 0.35

! Modulo del pre-processing
/PREP7
! definire il tipo di elemento
ET,1,SHELL181
KEYOPT,1,8,2
! definire le costanti reali e proprieta' dei materiali
! moduli elastici

```

```
MP,EX,1, E1_carb
MP,EY,1,E2_carb
MP,EZ,1,E2_carb
! coefficienti di poisson
MP,PRXY,1,nu12_carb
MP,PRYZ,1,0.30
MP,PRXZ,1,nu12_carb
! moduli di taglio
MP,GXY,1,G12_carb
MP,GYZ,1,G12_carb
MP,GXZ,1,G12_carb
! Proprieta' del onyx
MP,EX,2,E_onyx
MP,EY,2,E_onyx
MP,EZ,2,E_onyx
MP,PRXY,2,nu_onyx
MP,PRYZ,2,nu_onyx
MP,PRXZ,2,nu_onyx
MP,GXY,2,E_onyx/(2*(1+nu_onyx))
MP,GYZ,2,E_onyx/(2*(1+nu_onyx))
MP,GXZ,2,E_onyx/(2*(1+nu_onyx))
! definire le sezioni
SECTYPE,1,SHELL,,PATCH
SECTNUM,1
! Onyx inferiore
SECDATA,0.5,2,0
! stati intermedi carbonio
SECDATA,t_carb,1,90
SECDATA,t_carb,1,-45
SECDATA,t_carb,1,45
SECDATA,t_carb,1,0
SECDATA,t_carb,1,0
SECDATA,t_carb,1,45
SECDATA,t_carb,1,-45
SECDATA,t_carb,1,90
! Onyx superiore
```

```

SECDATA,0.5,2,0
! definizione modello geometrico
RECTNG,0,L,0,b
! creazione della mesh
ESIZE,1
AMESH,ALL
! Qualita' immagini
/GFILE,240
! Vista mesh
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1          ! mostra bordi
/SHOW,PNG
*SET,fname,'mesh_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE

! Blocco per trovare soluzione
/SOLU
ANTYPE,STATIC
! BLOCCO UX lato sinistro
NSEL,S,LOC,X,0
D,ALL,UX,0
! Nodo centrale a X = 3 mm
! selezione fascia vicino a X=3
tolx = 0.1
NSEL,S,LOC,X,3-tolx,3+tolx
! coordinate min/max nella sezione
*GET,ymin,NODE,0,MNLOC,Y
*GET,ymax,NODE,0,MXLOC,Y
*GET,zmin,NODE,0,MNLOC,Z
*GET,zmax,NODE,0,MXLOC,Z
! centro geometrico
ycent = (ymin+ymax)/2
zcent = (zmin+zmax)/2
! tolleranza
toly = 0.6

```

```
tolz = 0.6
! selezione nodo vicino al centro
NSEL,R,LOC,Y,ycent-toly,ycent+toly
NSEL,R,LOC,Z,zcent-tolz,zcent+tolz
! recupera nodo
*GET,ncenter,NODE,0,NUM,MIN
! VINCOLI nodo centrale
D,ncenter,UY,0
D,ncenter,UZ,0
D,ncenter,ROTX,0
D,ncenter,ROTY,0
D, ncenter,ROTZ,0
! Vista vincoli
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1
/SHOW,PNG
*SET,fname,'vincoli_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE
! CARICO
NSEL,S,LOC,X,L
*GET,ncount,NODE,0,COUNT
force_tot = 3500
force_node = force_tot/ncount
F,ALL,FX,force_node
NSEL,ALL
OUTRES,ALL,ALL
! Vista carico
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1
/SHOW,PNG
*SET,fname,'carico_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE
SOLVE
FINISH
```

```
! Blocco del post processing
/POST1
SET, LAST
ALLSEL, ALL
! Visualizzazione grafici
/GRAPHICS, POWER
/EFACET, 2
! utilizzo dei nodi
/TYPE, 1
! Qualita' immagini
/GFILE, 240
*DO, i, 1, 10
! selezione layer
LAYER, i
SHELL, MID
! Estrazione tensioni
/TITLE, Nodal Sigma X - Layer %i%
PLNSOL, S, X
/IMAGE, SAVE, Nodal_SX_Layer_%i%, PNG
/TITLE, Nodal Sigma Y - Layer %i%
PLNSOL, S, Y
/IMAGE, SAVE, Nodal_SY_Layer_%i%, PNG
/TITLE, Nodal Tau XY - Layer %i%
PLNSOL, S, XY
/IMAGE, SAVE, Nodal_SXY_Layer_%i%, PNG
! Estrazione deformazioni
/TITLE, Nodal Eps X - Layer %i%
PLNSOL, EPEL, X
/IMAGE, SAVE, Nodal_EX_Layer_%i%, PNG
/TITLE, Nodal Eps Y - Layer %i%
PLNSOL, EPEL, Y
/IMAGE, SAVE, Nodal_EY_Layer_%i%, PNG
/TITLE, Nodal Gamma XY - Layer %i%
PLNSOL, EPEL, XY
/IMAGE, SAVE, Nodal_GXY_Layer_%i%, PNG
```

```
PRNSOL,EPEL,COMP
*ENDDO
! file per estrarre le deformazioni e le tensioni
/input, risultati_deformazione, txt
/input, estrazione_sigma, txt
```

Kevlar: parte di codice differente dal carbonio (/PREP7 e /SOLU)

```
FINISH
/CLEAR
/FILNAME,patch_laminato_kevlar_simm_bil
! dimensioni del patch
t_kevlar=0.1 !mm
L=130 !mm
b=13 !mm
! proprieta' meccaniche kevlar
E1_kevlar = 18754.21 !MPa=N/mm^2
E2_kevlar = 6086.91 !MPa
G12_kevlar = 2267.00 !MPa
nu12_kevlar = 0.3168
nu21_kevlar= 0.1028
! ONYX (MAT 2)
E_onyx = 2400
nu_onyx = 0.35

/PREP7
! definire il tipo di elemento
ET,1,SHELL181
KEYOPT,1,8,2
! definire le costanti reali e proprieta' dei materiali
! moduli elastici
MP,EX,1, E1_kevlar
MP,EY,1,E2_kevlar
MP,EZ,1,E2_kevlar
! coefficienti di poisson
MP,PRXY,1,nu12_kevlar
MP,PRYZ,1,0.30
```

```
MP,PRXZ,1,nu12_kevlar
! moduli di taglio
MP,GXY,1,G12_kevlar
MP,GYZ,1,G12_kevlar
MP,GXZ,1,G12_kevlar
! Proprieta' del onyx
MP,EX,2,E_onyx
MP,EY,2,E_onyx
MP,EZ,2,E_onyx
MP,PRXY,2,nu_onyx
MP,PRYZ,2,nu_onyx
MP,PRXZ,2,nu_onyx
MP,GXY,2,E_onyx/(2*(1+nu_onyx))
MP,GYZ,2,E_onyx/(2*(1+nu_onyx))
MP,GXZ,2,E_onyx/(2*(1+nu_onyx))
! definire le sezioni
SECTYPE,1,SHELL,,PATCH
SECNUM,1
! Onyx inferiore
SECDATA,0.4,2,0
! strati intermedi Kevlar
SECDATA,t_kevlar,1,90
SECDATA,t_kevlar,1,-45
SECDATA,t_kevlar,1,45
SECDATA,t_kevlar,1,0
SECDATA,t_kevlar,1,0
SECDATA,t_kevlar,1,45
SECDATA,t_kevlar,1,-45
SECDATA,t_kevlar,1,90
! Onyx superiore
SECDATA,0.4,2,0
! definizione modello geometrico
RECTNG,0,L,0,b
! creazione della mesh
ESIZE,1
AMESH,ALL
```



```

! Qualita' immagini
/GFILE,240
! Vista mesh
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1
/SHOW,PNG
*SET,fname,'mesh_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE

/SOLU
ANTYPE,STATIC
! BLOCCO UX lato sinistro
NSEL,S,LOC,X,0
D,ALL,UX,0
! Nodo centrale a X = 3 mm
! selezione fascia vicino a X=3 !correzione 30-->prova
tolx = 0.1
NSEL,S,LOC,X,3-tolx,3+tolx
! coordinate min/max nella sezione
*GET,ymin,NODE,0,MNLOC,Y
*GET,ymax,NODE,0,MXLOC,Y
*GET,zmin,NODE,0,MNLOC,Z
*GET,zmax,NODE,0,MXLOC,Z
! centro geometrico
ycent = (ymin+ymax)/2
zcent = (zmin+zmax)/2
! tolleranza
toly = 0.6
tolz = 0.6
! selezione nodo vicino al centro
NSEL,R,LOC,Y,ycent-toly,ycent+toly
NSEL,R,LOC,Z,zcent-tolz,zcent+tolz
! recupera nodo
*GET,ncenter,NODE,0,NUM,MIN
! plot controllo

```

```

!/PNUM,NODE,1
!NPLLOT
! VINCOLI nodo centrale
D,ncenter,UY,0
D,ncenter,UZ,0
! solo se SHELL181
D,ncenter,ROTX,0
D,ncenter,ROTY,0
D, ncenter,ROTZ,0
! Vista vincoli
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1
/SHOW,PNG
*SET,fname,'vincoli_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE
! CARICO
NSEL,S,LOC,X,L
*GET,ncount,NODE,0,COUNT
force_tot = 2100
force_node = force_tot/ncount
F,ALL,FX,force_node
NSEL,ALL
OUTRES,ALL,ALL
! Vista carico
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1
/SHOW,PNG
*SET,fname,'carico_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE
SOLVE
FINISH

```

Estrazione deformazioni

```

/POST1

```

```
SET, LAST
ALLSEL, ALL
! trovare il nodo centrale del patch
NSEL, S, LOC, X, L/2-1, L/2+1
NSEL, R, LOC, Y, b/2-1, b/2+1
*GET, n_centro, NODE, 0, NUM, MIN
ALLSEL, ALL
! Apertura file output
*CFOPEN, eps_layerwise, txt
*VWRITE, 'Layer', 'EXX', 'EYY', 'EXY'
(A8, 2X, A12, 2X, A12, 2X, A12)
! Loop sui layer
*DO, i, 1, 10
! attiva layer i-esimo
LAYER, i
! prendere il punto medio del layer
SHELL, MID
! selezionare nodo centrale
NSEL, S, NODE, , n_centro
! stampare deformazioni nodali
PRNSOL, EPEL, COMP
! ESTRAZIONE VALORI NUMERICI
*GET, exx, NODE, n_centro, EPEL, X
*GET, eyy, NODE, n_centro, EPEL, Y
*GET, exy, NODE, n_centro, EPEL, XY
! scrittura su file
*VWRITE, i, exx, eyy, exy
(F5.0, 2X, E12.5, 2X, E12.5, 2X, E12.5)
*ENDDO
! CHIUSURA FILE
*CFCLOSE
ALLSEL, ALL
! STAMPA NODO UTILIZZATO
*VWRITE, n_centro
('Nodo centrale utilizzato:', I8)
```

Estrazione tensioni

```

/POST1
SET, LAST
ALLSEL, ALL
tol = 0.5
! selezione zona centrale
ESEL, S, CENT, X, L/2-tol, L/2+tol
ESEL, R, CENT, Y, 6.5-tol, 6.5+tol
! recupero elemento
*GET, elem_id, ELEM, 0, NUM, MIN
*CFOPEN, sigmaxx_layer_elem, txt
*VWRITE, 'Layer', 'Pos', 'Sx(MPa)'
(A8, 2X, A6, 2X, A12)
*DO, i, 1, 10
LAYER, i
! tensione della parte inferiore del layer
SHELL, BOT
ETABLE, SX_BOT, S, X
*GET, sx_bot, ELEM, elem_id, ETAB, SX_BOT
*VWRITE, i, 'BOT', sx_bot
(F5.0, 2X, A6, 2X, F12.6)
! tensione della parte centrale del layer
SHELL, MID
ETABLE, SX_MID, S, X
*GET, sx_mid, ELEM, elem_id, ETAB, SX_MID
*VWRITE, i, 'MID', sx_mid
(F5.0, 2X, A6, 2X, F12.6)
! tensione della parte superiore del layer
SHELL, TOP
ETABLE, SX_TOP, S, X
*GET, sx_top, ELEM, elem_id, ETAB, SX_TOP
*VWRITE, i, 'TOP', sx_top
(F5.0, 2X, A6, 2X, F12.6)
*ENDDO
*CFCLOSE
! sigma yy

```

```
*CFOPEN,sigmayy_layer_elem,txt
*VWRITE,'Layer','Pos','Sy(MPa)'
(A8,2X,A6,2X,A12)
*DO,i,1,10
LAYER,i
! tensione della parte inferiore del layer
SHELL,BOT
ETABLE,SY_BOT,S,Y
*GET,sy_bot,ELEM,elem_id,ETAB,SY_BOT
*VWRITE,i,'BOT',sy_bot
(F5.0,2X,A6,2X,F12.6)
! tensione della parte centrale del layer
SHELL,MID
ETABLE,SY_MID,S,Y
*GET,sy_mid,ELEM,elem_id,ETAB,SY_MID
*VWRITE,i,'MID',sy_mid
(F5.0,2X,A6,2X,F12.6)
! tensione della parte superiore del layer
SHELL,TOP
ETABLE,SY_TOP,S,Y
*GET,sy_top,ELEM,elem_id,ETAB,SY_TOP
*VWRITE,i,'TOP',sy_top
(F5.0,2X,A6,2X,F12.6)
*ENDDO
*CFCLOSE
!tau xy
*CFOPEN,sigmaxy_layer_elem,txt !sarebbe tauxy
*VWRITE,'Layer','Pos','Sxy(MPa)'
(A8,2X,A6,2X,A12)
*DO,i,1,10
LAYER,i
! tensione della parte inferiore del layer
SHELL,BOT
ETABLE,SXY_BOT,S,XY
*GET,sxy_bot,ELEM,elem_id,ETAB,SXY_BOT
*VWRITE,i,'BOT',sxy_bot
```

```
(F5.0,2X,A6,2X,F12.6)
! tensione della parte centrale del layer
SHELL,MID
ETABLE,SXY_MID,S,XY
*GET,sxy_mid,ELEM,elem_id,ETAB,SXY_MID
*VWRITE,i,'MID',sxy_mid
(F5.0,2X,A6,2X,F12.6)
! tensione della parte superiore del layer
SHELL,TOP
ETABLE,SXY_TOP,S,XY
*GET,sxy_top,ELEM,elem_id,ETAB,SXY_TOP
*VWRITE,i,'TOP',sxy_top
(F5.0,2X,A6,2X,F12.6)
*ENDDO
*CFCLOSE
```

B.1.2 Codice APDL prova di flessione a tre punti

Carbonio

```
FINISH
/CLEAR
/FILNAME,flessione_3_punti_carb

/PREP7
! PARAMETRI GEOMETRICI
L=130          ! lunghezza [mm]
b=13           ! larghezza [mm]
t_carb=0.125   ! spessore singolo ply carbonio [mm]
force_tot=300  ! carico totale [N]
! PROPRIETA' MECCANICHE CARBONIO (MAT 1)
E1_carb=40692.78
E2_carb=6633.74
G12_carb=2463.65
nu12_carb = 0.3168
nu21_carb = 0.0516
! PROPRIETA' ONYX (MAT 2)
```

```
E_onyx = 2400
nu_onyx = 0.35
! ELEMENTO
ET,1,SHELL281
! salva top/mid/bottom di ogni layer
KEYOPT,1,8,2
! CARBONIO
MP,EX,1,E1_carb
MP,EY,1,E2_carb
MP,EZ,1,E2_carb
MP,PRXY,1,nu12_carb
MP,PRYZ,1,0.30
MP,PRXZ,1,nu12_carb
MP,GXY,1,G12_carb
MP,GYZ,1,G12_carb
MP,GXZ,1,G12_carb
! ONYX
MP,EX,2,E_onyx
MP,EY,2,E_onyx
MP,EZ,2,E_onyx
MP,PRXY,2,nu_onyx
MP,PRYZ,2,nu_onyx
MP,PRXZ,2,nu_onyx
G_onyx = E_onyx/(2*(1+nu_onyx))
MP,GXY,2,G_onyx
MP,GYZ,2,G_onyx
MP,GXZ,2,G_onyx
! DEFINIZIONE LAMINATO
SECTYPE,1,SHELL,,LAMINATE
SECNUM,1
! ONYX INFERIORE
SECDATA,4*t_carb,2,0
! CONFIGURAZIONE PATCH
! Simmetrico + bilanciato
! 0° esterni per massimizzare rigidezza flessionale
SECDATA,t_carb,1,0
```

```

SECDATA,t_carb,1,45
SECDATA,t_carb,1,-45
SECDATA,t_carb,1,90
SECDATA,t_carb,1,90
SECDATA,t_carb,1,-45
SECDATA,t_carb,1,45
SECDATA,t_carb,1,0
! ONYX CENTRALE
SECDATA,4*t_carb,2,0
! SECONDA PARTE CON CARB
SECDATA,t_carb,1,0
SECDATA,t_carb,1,45
SECDATA,t_carb,1,-45
SECDATA,t_carb,1,90
SECDATA,t_carb,1,90
SECDATA,t_carb,1,-45
SECDATA,t_carb,1,45
SECDATA,t_carb,1,0
! ONYX CENTRALE
SECDATA,4*t_carb,2,0
! GEOMETRIA
RECTNG,0,L,0,b
! MESH
ESIZE,1
AMESH,ALL
! Qualità immagini
/GFILE,240
! Vista mesh
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1          ! mostra bordi
/SHOW,PNG
*SET,fname,'mesh_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE

! SOLUZIONE

```



```
/SOLU
ANTYPE,STATIC
! Large deflection OFF per simulazione iniziale
NLGEOM,OFF
! SUPPORTO SINISTRO (CERNIERA)
! Blocca UZ su fascia stretta
NSEL,S,LOC,X,35 !0
NSEL,R,LOC,Y,b/2
D,ALL,UZ,0
! SUPPORTO DESTRO (CARRELLO)
NSEL,S,LOC,X,L-35 !L
NSEL,R,LOC,Y,b/2
D,ALL,UZ,0
D,ALL,ROTZ,0
! BLOCCO MOTO RIGIDO ASSIALE
! Un solo nodo
NSEL,S,LOC,X,35 !0
NSEL,R,LOC,Y,b/2
*GET,nfix,NODE,0,NUM,MIN
D,nfix,UX,0
! Vista vincoli
/VIEW,1,0,0,1
/EDGE,1
/SHOW,PNG
*SET,fname,'vincoli_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE
! CARICO CENTRALE
NSEL,S,LOC,X,L/2
NSEL,R,LOC,Y,b/2
*GET,nload,NODE,0,NUM,MIN !nodo utile per estrarre lo spostamento
*GET,ncount,NODE,0,COUNT
force_node = -force_tot/ncount
F,ALL,FZ,force_node
! RIPRISTINO SELEZIONE
ALLSEL,ALL
```

```

! OUTPUT
OUTRES,ALL,ALL
! Vista carico
!/VIEW,1,0,0,1
!/ESHAPE,1
/EDGE,1
/SHOW,PNG
*SET,fname,'carico_view'
/IMAGE,SAVE,fname,PNG
/SHOW,CLOSE
! SOLUZIONE
SOLVE
FINISH

! POSTPROCESSING
/POST1
SET, LAST
ALLSEL, ALL
*GET,wmax,NODE,nload,U,Z ! per avere lo spostamento
/COM,-----
/COM, Freccia centrale = %wmax% mm
/COM,-----
! GRAFICA
/GRAPHICS,POWER
/EFACET,2
/GFILE,240
! Averaging nodale
/TYPE,1
! DEFORMATA
/TITLE,Deformed Shape
PLDISP,2
/IMAGE,SAVE,Deformed_Shape,PNG
! LOOP SUI LAYER
*DO,i,1,19
LAYER,i
SHELL,MID

```

```
! STRESS
/TITLE,Nodal Sigma X - Layer %i%
PLNSOL,S,X
/IMAGE,SAVE,Nodal_SX_Layer_%i%,PNG
/TITLE,Nodal Sigma Y - Layer %i%
PLNSOL,S,Y
/IMAGE,SAVE,Nodal_SY_Layer_%i%,PNG
/TITLE,Nodal Tau XY - Layer %i%
PLNSOL,S,XY
/IMAGE,SAVE,Nodal_SXY_Layer_%i%,PNG
! STRAIN
/TITLE,Nodal Eps X - Layer %i%
PLNSOL,EPEL,X
/IMAGE,SAVE,Nodal_EX_Layer_%i%,PNG
/TITLE,Nodal Eps Y - Layer %i%
PLNSOL,EPEL,Y
/IMAGE,SAVE,Nodal_EY_Layer_%i%,PNG
/TITLE,Nodal Gamma XY - Layer %i%
PLNSOL,EPEL,XY
/IMAGE,SAVE,Nodal_GXY_Layer_%i%,PNG
*ENDDO
/input, risultati_deformazione, txt
/input, estrazione_sigma, txt
```

Estrazione deformazioni

```
/POST1
SET, LAST
ALLSEL, ALL
tol = 0.5
! ELEMENTO CENTRALE
ESEL, S, CENT, X, L/2-tol, L/2+tol
ESEL, R, CENT, Y, b/2-tol, b/2+tol
*GET, elem_id, ELEM, 0, NUM, MIN
ALLSEL, ALL
! FILE OUTPUT
*CFOPEN, eps_layerwise, txt
```

```
*VWRITE,'Layer','Pos','EXX','EYY','GXY'
(A8,2X,A8,2X,A12,2X,A12,2X,A12)
! LOOP LAYER
*DO,i,1,19
LAYER,i
! BOTTOM
SHELL,BOT
ETABLE,EXBOT,EPEL,X
ETABLE,EYBOT,EPEL,Y
ETABLE,GXYBOT,EPEL,XY
*GET,ex_bot,ELEM,elem_id,ETAB,EXBOT
*GET,ey_bot,ELEM,elem_id,ETAB,EYBOT
*GET,gxy_bot,ELEM,elem_id,ETAB,GXYBOT
*VWRITE,i,'BOT',ex_bot,ey_bot,gxy_bot
(F5.0,2X,A8,2X,E14.6,2X,E14.6,2X,E14.6)
! MID
SHELL,MID
ETABLE,EXMID,EPEL,X
ETABLE,EYMID,EPEL,Y
ETABLE,GXYMID,EPEL,XY
*GET,ex_mid,ELEM,elem_id,ETAB,EXMID
*GET,ey_mid,ELEM,elem_id,ETAB,EYMID
*GET,gxy_mid,ELEM,elem_id,ETAB,GXYMID
*VWRITE,i,'MID',ex_mid,ey_mid,gxy_mid
(F5.0,2X,A8,2X,E14.6,2X,E14.6,2X,E14.6)
! TOP
SHELL,TOP
ETABLE,EXTOP,EPEL,X
ETABLE,EYTOP,EPEL,Y
ETABLE,GXYTOP,EPEL,XY
*GET,ex_top,ELEM,elem_id,ETAB,EXTOP
*GET,ey_top,ELEM,elem_id,ETAB,EYTOP
*GET,gxy_top,ELEM,elem_id,ETAB,GXYTOP
*VWRITE,i,'TOP',ex_top,ey_top,gxy_top
(F5.0,2X,A8,2X,E14.6,2X,E14.6,2X,E14.6)
*ENDDO
```

```
*CFCLOSE
ALLSEL, ALL
```

Estrazione tensioni

```
/POST1
SET, LAST
ALLSEL, ALL
tol = 0.5
! ELEMENTO CENTRALE
ESEL, S, CENT, X, L/2-tol, L/2+tol
ESEL, R, CENT, Y, b/2-tol, b/2+tol
*GET, elem_id, ELEM, 0, NUM, MIN
ALLSEL, ALL
! APERTURA FILE OUTPUT
*CFOPEN, stress_layerwise, txt
*VWRITE, 'Layer', 'Position', 'SX', 'SY', 'SXY'
(A8, 2X, A10, 2X, A12, 2X, A12, 2X, A12)
! LOOP LAYER
*DO, i, 1, 19
LAYER, i
! BOTTOM
SHELL, BOT
ETABLE, SXBOT, S, X
ETABLE, SYBOT, S, Y
ETABLE, SXYBOT, S, XY
*GET, sx_bot, ELEM, elem_id, ETAB, SXBOT
*GET, sy_bot, ELEM, elem_id, ETAB, SYBOT
*GET, sxy_bot, ELEM, elem_id, ETAB, SXYBOT
*VWRITE, i, 'BOT', sx_bot, sy_bot, sxy_bot
(F5.0, 2X, A10, 2X, E14.6, 2X, E14.6, 2X, E14.6)
! MID
SHELL, MID
ETABLE, SXMID, S, X
ETABLE, SYMID, S, Y
ETABLE, SXYMID, S, XY
*GET, sx_mid, ELEM, elem_id, ETAB, SXMID
```

```
*GET,sy_mid,ELEM,elem_id,ETAB,SYMID
*GET,sxy_mid,ELEM,elem_id,ETAB,SXYMID
*VWRITE,i,'MID',sx_mid,sy_mid,sxy_mid
(F5.0,2X,A10,2X,E14.6,2X,E14.6,2X,E14.6)
! TOP
SHELL, TOP
ETABLE, SXTOP, S, X
ETABLE, SYTOP, S, Y
ETABLE, SXYTOP, S, XY
*GET,sx_top,ELEM,elem_id,ETAB,SXTOP
*GET,sy_top,ELEM,elem_id,ETAB,SYTOP
*GET,sxy_top,ELEM,elem_id,ETAB,SXYTOP
*VWRITE,i,'TOP',sx_top,sy_top,sxy_top
(F5.0,2X,A10,2X,E14.6,2X,E14.6,2X,E14.6)
*ENDDO
*CFCLOSE
ALLSEL, ALL
```

B.2 Contour plot

B.2.1 Trazione

Carbonio

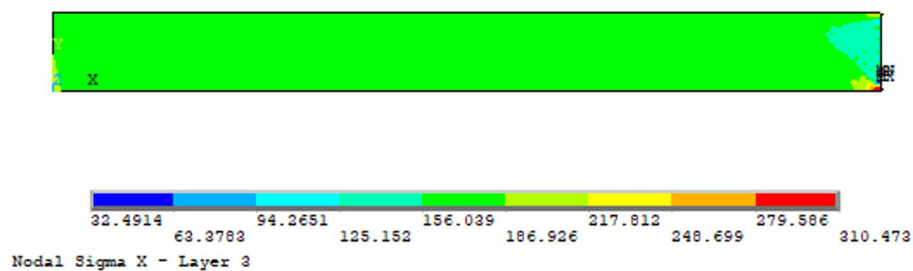


FIGURA B.1: Contour plot di σ_x del layer 3 del laminato con carbonio sottoposto alla trazione

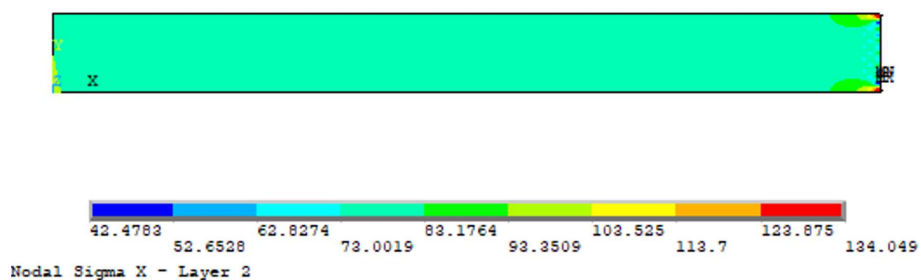


FIGURA B.2: Contour plot di σ_x del layer 4 del laminato con carbonio alla trazione

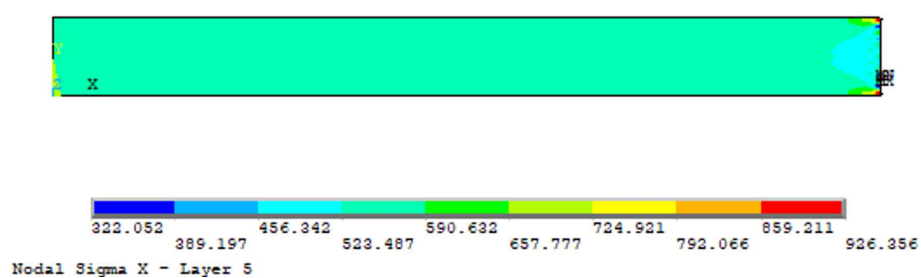


FIGURA B.3: Contour plot di σ_x del layer 5 del laminato con carbonio alla trazione

Kevlar

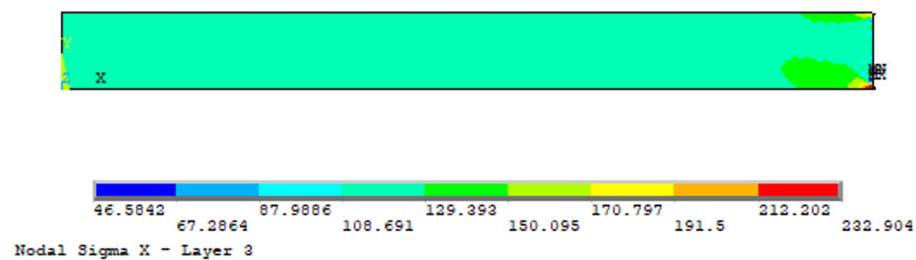


FIGURA B.4: Contour plot di σ_x del layer 3 del laminato con Kevlar sottoposto alla trazione

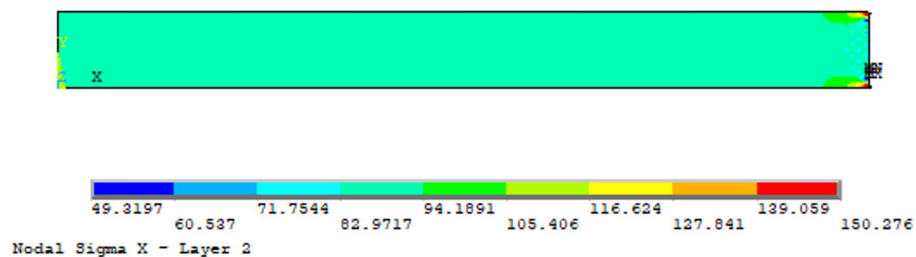


FIGURA B.5: Contour plot di σ_x del layer 4 del laminato con Kevlar sottoposto alla trazione

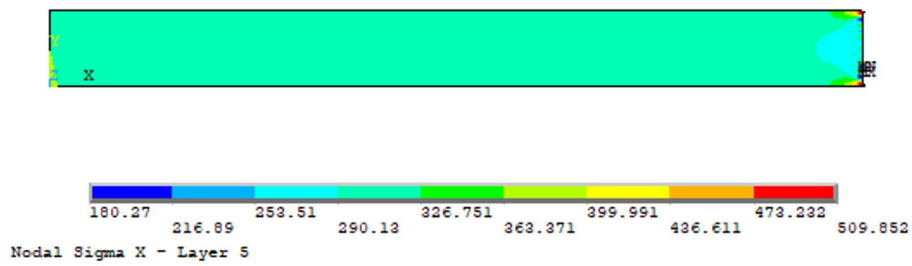


FIGURA B.6: *Contour plot* di σ_x del *layer 5* del laminato con Kevlar sottoposto alla trazione

B.2.2 Flessione a 3 punti

Carbonio

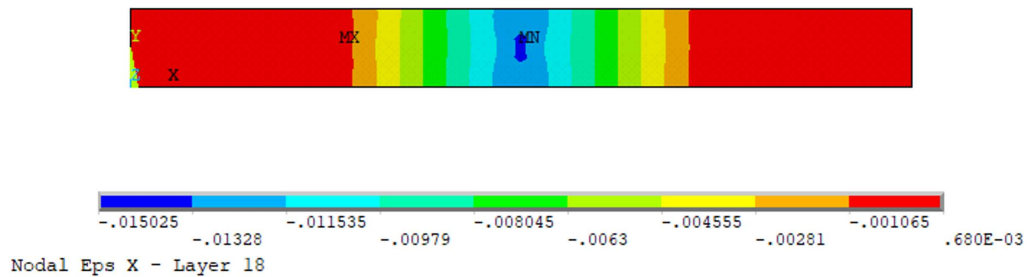


FIGURA B.7: *Contour plot* di ϵ_{xx} del *layer 18* del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

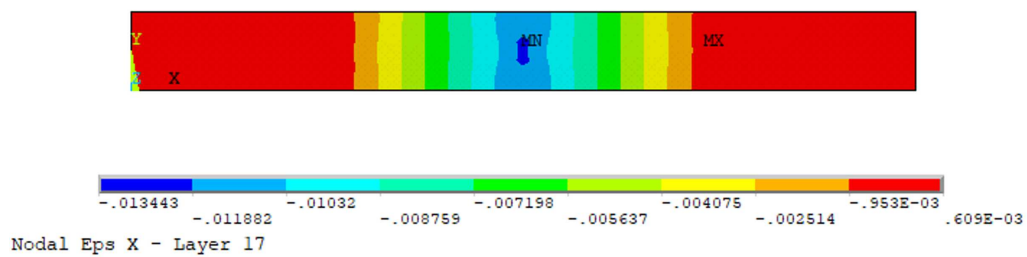


FIGURA B.8: *Contour plot* di ϵ_{xx} del *layer 17* del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

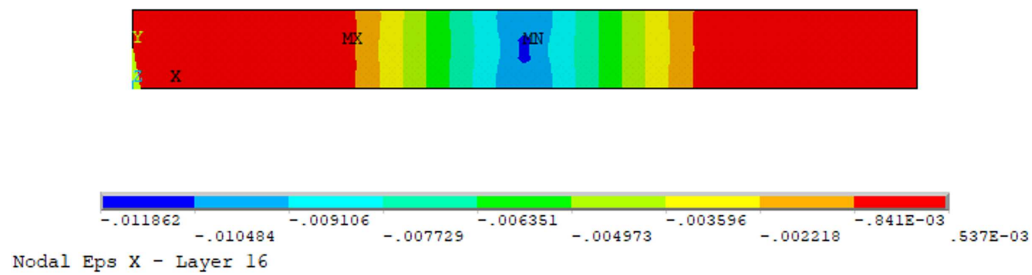


FIGURA B.9: Contour plot di ϵ_{xx} del layer 16 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

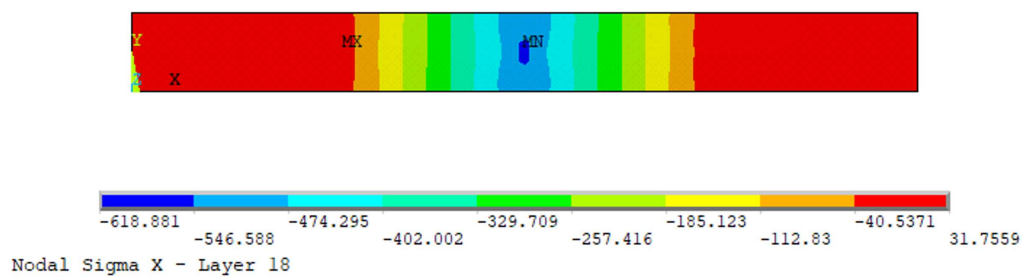


FIGURA B.10: Contour plot di σ_{xx} del layer 18 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

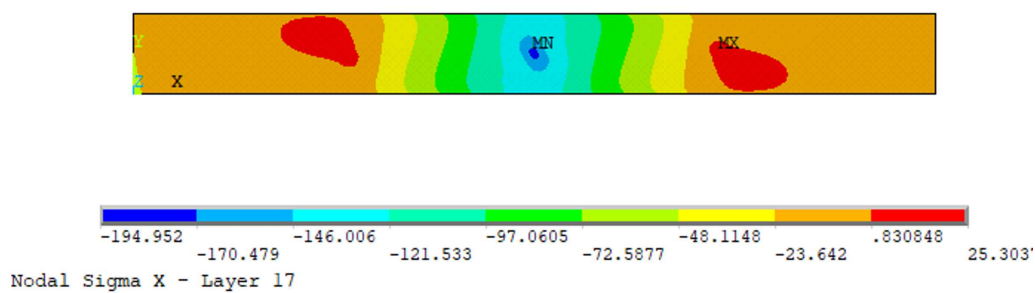


FIGURA B.11: Contour plot di σ_{xx} del layer 17 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

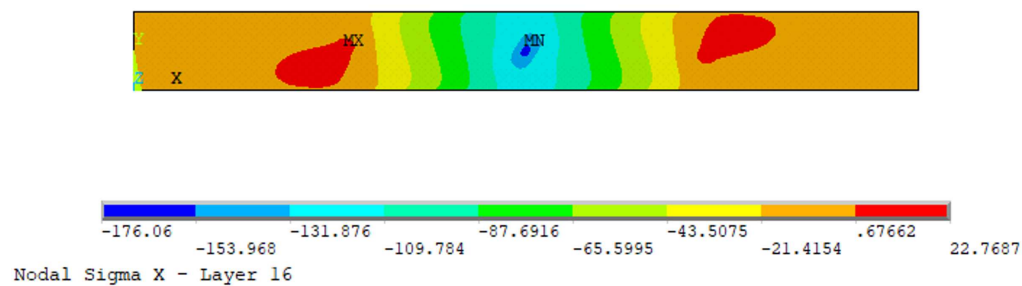


FIGURA B.12: Contour plot di σ_{xx} del layer 16 del laminato con carbonio sottoposto alla flessione a tre punti

Bibliografia

- [1] Dubousset J. Definition of adolescent idiopathic scoliosis. *Springer*, 2018.
- [2] Weinstein S., L. The natural history of adolescent idiopathic scoliosis. *Pediatr Ortop*, 2019.
- [3] Negrini S., Donzelli S., Aulisa A.G., Czaprowski D., Schreiber S., De Mauroy J.C., Diers H., Grivas T.B., Knott P., Kotwicki T., Lebel A., Marti C., Maruyama T., O'Brien J., Price N., Parent E., Rigo M., Romano M., Stikeleather L., Wynne J., and Zaina F. F. 2016 sosort guidelines: Orthopaedic and rehabilitation treatment of idiopathic scoliosis during growth. scoliosis and spinal disorders. *Scoliosis and Spinal Disorders*, 2018.
- [4] Kuznia L., Hernandez A., K., and U. Lee, L. Adolescent idiopathic scoliosis: Common questions and answers. *American Family Physician*, 2020.
- [5] Blevins K., Battenberg A., and Beck A. Management of scoliosis. *Elsevier*, 2018.
- [6] Faldini C. Attuali orientamenti nelle strategie di trattamento chirurgico della scoliosi idiopatica dell'adolescente e della scoliosi dell'adulto. *Giornale Italiano di Ortopedia e Traumatologia*, 2017.
- [7] Rigo M. and Jelačić M. Brace technology thematic series: the 3d rigo chèneau-type brace. *Scoliosis and Spinal Disorders*, 2017.
- [8] Fayssoux R., S., Cho R., H., and Herman M., J. A history of bracing for idiopathic scoliosis in north america. *Clinical Orthopaedics and Related Research*, 2009.
- [9] Shrivastava A. Introduction to plastics engineering. *Elsevier*, 2018.
- [10] Rajak D., K., Pagar D., D., Menezes P., L., and Linul E. Fiber-reinforced polymer composites: Manufacturing, properties, and applications. *Polymers*, 2019.
- [11] Somireddy M., Czekanski A., and Atre S., V. Modelling of failure behaviour of 3d-printed composite parts. *Applied Sciences*, 2022.
- [12] Zuccarello B. Micromeccanica. *Progettazione meccanica con materiali compositi. Cap.2.*

- [13] Zuccarello B. Laminati compositi. *Progettazione meccanica con materiali compositi. Cap.5.*
- [14] Zuccarello B. Analisi lamina ortotropa. *Progettazione meccanica con materiali compositi. Cap.4.*
- [15] Alaimo G., Marconi S., Costato L., and Auricchio F. Influence of meso-structure and chemical composition on fdm 3d-printed parts. *Composites Part B*, 2017.
- [16] F. Kabir S., M., Mathur K., and M. Seyam A., F. A critical review on 3d printed continuous fiber-reinforced composites: History, mechanism, materials and properties. *Composite Structures*, 2020.
- [17] Product specifications x7 (gen 2), 2022.
- [18] Mts insight system 10 kn, 2026.
- [19] Horne J.P., Flannery R., and Usman S. Adolescent idiopathic scoliosis: Diagnosis and management. *American Family Physician*, 2014.
- [20] Konieczny M., R., H. Senyurt, and R. Krauspe. Epidemiology of adolescent idiopathic scoliosis. *J Child Orthop*, 2012.
- [21] Kamtsiuris P., Atzpodien K., Ellert U., Schlack R., and Schlaud M. Prevalence of somatic diseases in german children and adolescents. *Results of the German Health Interview and Examination Survey for Children and Adolescents (KiGGS) Bundesgesundheitsblatt Gesundheitsforschung Gesundheitsschutz*, 2007.
- [22] Suh S.W., Modi H.N., Yang J.H., and Hong J.Y. Idiopathic scoliosis in korean schoolchildren: a prospective screening study of over 1 million children. *Eur Spine J*, 2011.
- [23] Angevine P., D. Idiopathic scoliosis. *Neurosurgery*, 2008.
- [24] Lonstein J., E. Scoliosis surgical versus nonsurgical treatment. *Clinical orthopaedics and related research*, 2006.
- [25] Pezham H., Babae T., Bagheripour B., Asgari M., Jiryaei Z., Kashani R., V., Rahgozar M., and Arazpour M. Stress level and quality of life of adolescents with idiopathic scoliosis during brace treatment. *Turk J Phys Med Rehab*, 2022.
- [26] Costa L., C. Schlosser T., P., Jimale H., Homans J., F., Kruyt M., C., and Castelein R., M. The effectiveness of different concepts of bracing in adolescent idiopathic

- scoliosis (ais): A systematic review and meta-analysis. *Journal of Clinical Medicine*, 2021.
- [27] Lapias Z., Sieminski P., Mankowski J., Lipnicki J., Zrodowski L., Zach P., Fotek M., and Golebiewski L. The concept of applying the polyjet matrix incremental technology to the manufacture of innovative orthopaedic corsets - research and analysis. *Transdisciplinary Engineering for Complex Socio-technical Systems - Real-life Applications*, 2020.
- [28] Del Prete C., M., Tarantino D., Viva M., G., Murgia M., Vergati D., Barassi G., Sparvieri E., Di Stanislao E., Russo E., F., Filoni S., and Pellegrino R. Spinal orthosis in adolescent idiopathic scoliosis: An overview of the braces provided by the national health service in Italy. *Medicina*, 2024.
- [29] Wei W., Zhang T., Huang Z., and Yang J. Finite element analysis in brace treatment on adolescent idiopathic scoliosis. *Medical & Biological Engineering & Computing*, 2022.
- [30] I. Tsirikos A., R. Adam, Sutters K., Fernandes M., and García-Martínez S. Effectiveness of the Boston brace in the treatment of paediatric scoliosis: A longitudinal study from 2010–2020 in a national spinal centre. *Healthcare*, 2023.
- [31] Clin J., Aubin C., E., Parent S., and Labelle H. A biomechanical study of the Charleston brace for the treatment of scoliosis. *Spine*, 2010.
- [32] Babil A., Y. and Rouhi G. The biomechanical performance of the night-time Providence brace: experimental and finite element investigations. *Heliyon*, 2020.
- [33] Piantoni L., Tello C., A., Remondino R., G., Bersusky E., S., Menéndez C., Ponce C., Quintana S., Hekier F., Francheri Wilson I., A., Galaretto E., and Noël M., A. Quality of life and patient satisfaction in bracing treatment of adolescent idiopathic scoliosis. *Scoliosis and Spinal Disorders*, 2018.
- [34] Kaya M., H., Erbahçeci F., Alkan H., Kocaman H., Büyükturan B., Canli M., and Büyükturan Ö. Factors influencing of quality of life in adolescent idiopathic scoliosis. *Musculoskeletal Science and Practice*, 2022.
- [35] Storm F., A., Redaelli D., F., Biff E., Reni G., and Fraschini P. Additive manufacturing of spinal braces: Evaluation of production process and postural stability in patients with scoliosis. *Materials*, 2022.

- [36] Lou E., Ng K., and D.Hill. Immediate outcomes and benefits of 3d printed braces for the treatment of adolescent idiopathic scoliosis. *3D Spinal Brace*, 2022.
- [37] Ronca A., Abbate V., Redaelli D., F., Cesaro G., De Capitani C., Sorrentino A., Storm F., A., Colombo G., Fraschini P., and Ambrosio L. A comparative study for material selection in 3d printing of scoliosis back brace. *Material*, 2022.
- [38] Li J., Zhou G., Xu N., Sun P., Chang S., Zhang Y., Du C., Li W., Zeng Y., and Yu M. Patient-specific 3d-printed brace for adolescent idiopathic scoliosis: A prospective cohort study. *World Neurosurgery*, 2024.
- [39] Callister W., D. and Rethwisch D., G. *Materials Science and Engineering: An Introduction*. Wiley, 10 edition, 2018.
- [40] A. Maddah, H. Polypropylene as a promising plastic: A review. *American Journal of Polymer Science*, 2016.
- [41] Grasso A. *Materiali Avanzati per Applicazioni Biomeccaniche*. Tesi di dottorato, Università degli Studi di Messina, 2022.
- [42] High density polyethylene (hdpe) – properties, applications, 2024.
- [43] Wickramasinghe S., Do T., and Tran P. Fdm-based 3dprinting of polymer and associated composite: A review on mechanical properties, defects and treatments. *Polymer*, 2020.
- [44] Rajan K., Samykano M., Kadirgama K., W. Harun W., S., and Rahman M. Fused deposition modeling: process, materials, parameters, properties, and applications. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2022.
- [45] Lobov E., Vindokurov I., and Tashkinov M. Mechanical properties and performance of 3d-printed acrylonitrile butadiene styrene reinforced with carbon, glass and basalt short fibers. *Polymers*, 2024.
- [46] E. Arefin A., M., Khatri N., R., Kulkarni N., and Egan P., F. Polymer 3d printing review: Materials, process, and design strategies for medical applications. *Polymers*, 2021.
- [47] Cojocar V., Frunzaverde D., Miclosina C., O., and Marginean G. The influence of the process parameters on the mechanical properties of pla specimens produced by fused filament fabrication—a review. *Polymers*, 2022.

- [48] Wang K., Shen J., Ma Z., Zhang Y., Xu N., and Pang S. Preparation and properties of poly(ethyleneglycol-co-cyclohexane-1,4-dimethanolterephthalate)/polyglycolic acid (petg/pgal) blends. *Polymers*, 2021.
- [49] Chen T. and Zhang J. Non-isothermal cold crystallization kinetics of poly(ethylene glycol-co-1,4-cyclohexanedimethanol terephthalate) (petg) copolyesters with different compositions. *Polymer Testing*, 2015.
- [50] Redaelli D., F., Abbate V., Storm F., A., Ronca A., Sorrentino A., De Capitani C., Biffi E., Ambrosio L., Colombo G., and Frascini P. 3d printing orthopedic scoliosis braces: a test comparing fdm with thermoforming. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2020.
- [51] Giovanelli A. Studio di fattibilità per la produzione di corsetti ortopedici mediante tecniche di additive manufacturing e l'impiego di materiali termoplastici, 2024.
- [52] Francabandiera G. Prestazioni meccaniche di busti ortopedici in petg: limiti della termoformatura e progettazione di strutture di rinforzo, 2025.
- [53] Zuccarello B. Introduzione. *Progettazione meccanica con materiali compositi. Cap.1.*
- [54] Mallick P.K. Fiber-reinforced composites. 1999.
- [55] Prashanth S., Subbaya K., M., Nithin K., and Sachhidananda S. Fiber reinforced composites - a review. *Journal of Material Sciences & Engineering*, 2017.
- [56] Goh G., D., Yap Y., L., Agarwala S., and Yeong W., Y. Recent progress in additive manufacturing of fiber reinforced polymer composite. *Advance Material Technologies*, 2019.
- [57] Brenken B., Barocio E., Favaloro A., Kunc V., and Pipes R., B. Fused filament fabrication of fiber-reinforced polymers: A review. *Additive Manufacturing*, 2018.
- [58] Zuccarello B. Modalità di rottura e criteri di resistenza. *Progettazione meccanica con materiali compositi. Cap.6.*
- [59] Material datasheet composites. *Markforged*, 2021.
- [60] Ansys workbench, 2026.
- [61] ANSYS Help. Chapter 1: Getting started with ansys polyflow classic in ansys workbench, 2025.

-
- [62] ANSYS. Command reference. 2025.
- [63] ANSYS. Element reference. 2026.
- [64] Design guide for 3d printing with composites. *Markforged, version 1.4*.
- [65] Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials. *ASTM International*, 2014.
- [66] Astm d790 - 03: Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. *ASTM International*, 2003.
- [67] Material datasheet composites. *Markforged*, 2021.

Ringraziamenti

Un ringraziamento sincero va alla mia relatrice, la Professoressa Marconi, per avermi guidato in questo percorso con pazienza, preziosi consigli e costante supporto. La sua disponibilità e la sua fiducia sono state fondamentali per la realizzazione di questo lavoro. Ringrazio il mio correlatore, Professor Alaimo, per il tempo che mi ha dedicato, per il confronto stimolante e per aver arricchito questa tesi con le sue competenze e le sue intuizioni.

Un grazie a tutto lo staff del laboratorio Protolab che mi ha aiutato in questa nuova esperienza formativa.