



# Caratterizzazione numerica e sperimentale di strutture rinforzate con fibre curvilinee

## Tesi di Laurea Magistrale

Candidato: Amerigo Ciliberti

Relatore: Prof. Enrico Zappino

Co-relatori: Prof. Matteo Filippi, Prof. Alfonso Pagani

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria aerospaziale  
e astronautica

Politecnico di Torino

Anno accademico 2021-2022



*A mia nonna*



## Ringraziamenti

Dedico questo traguardo a mia nonna che da lassù mi ha guidato mano nella mano permettendomi di rialzarmi ad ogni inciampo.

A mia mamma che con mille sacrifici ha reso possibile tutto ciò.

Ringrazio il *Prof. Enrico Zappino*, per avermi guidato e supportato nella fase più importante del mio percorso universitario, per il supporto costante, le dritte indispensabili, la sua complicità nelle prove sperimentali proposte e per avermi dato la possibilità di svolgere il mio lavoro di tesi in un luogo interessante e dinamico, che mi ha permesso di mettermi in gioco, imparare nuove cose e fare un'esperienza che sarà preziosa per il mio futuro.

Ai miei amici più cari, il mio porto sicuro dove rifugiarmi quando il mare è in tempesta: grazie per volermi bene per quello che sono e per essere sempre al mio fianco e, soprattutto, per aver creduto in me.

Infine, ringrazio me stesso, per essere stato sempre caparbio, per non aver mai mollato, per essere andato avanti, a testa alta, anche quando tutto sembrava remare contro.

*Ad astra per aspera.*



---

# Indice

<b>1</b>	<b>INTRODUZIONE</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>VARIABLE ANGLE TOW</b>	<b>5</b>
2.1	Introduzione . . . . .	5
2.2	Letteratura . . . . .	8
2.3	Vantaggi e svantaggi . . . . .	16
2.4	Classificazione dei difetti dovuti alle tecniche produttive . . . . .	17
2.4.1	Difetti indotti dalla deformazione di flessione nel piano . . . . .	24
2.4.2	Influenze del disallineamento delle fibre sugli indici di rottura e sulla distribuzione di stress: analisi statistica lineare . . . . .	26
2.5	Definizione del <i>tow path</i> e sue limitazioni . . . . .	28
2.6	Posizionamento della fibra . . . . .	30
2.6.1	Tape placement . . . . .	30
2.6.2	Dry tow placement . . . . .	30
2.6.3	Tow shear deformation placement . . . . .	33
2.7	Tecniche di produzione dei materiali compositi . . . . .	34
2.7.1	Filament Winding . . . . .	35
2.7.2	Posa automatica del nastro . . . . .	38
2.7.3	Posizionamento automatico delle fibre . . . . .	41
2.7.4	<i>Continuous Tow Shearing (CTS)</i> . . . . .	45
2.8	Orientamento delle fibre . . . . .	53
2.9	Ottimizzazione multiscala . . . . .	57
2.9.1	Progettazione ottimale di compositi ad angolo variabile . . . . .	58
2.10	Analisi di stress su gusci VAT . . . . .	62
2.10.1	Generalità . . . . .	62

2.11	Prebuckling e buckling nei materiali VAT . . . . .	66
2.11.1	Excursus sui principali lavori riguardanti l'analisi di instabilità . . . . .	67
2.11.2	Metodo QDM . . . . .	69
2.11.3	Analisi di prebuckling e buckling in un materiale VAT usato come rivestimento di un pannello irrigidito . . . . .	72
2.12	Stabilità dinamica nei materiali VAT . . . . .	73
2.13	Analisi di instabilità dinamica su configurazioni VAT . . . . .	75
<b>3</b>	<b>ADDITIVE MANUFACTURING</b>	<b>81</b>
3.1	Introduzione . . . . .	81
3.2	Cenni storici . . . . .	81
3.3	AM e aziende mondiali . . . . .	84
3.4	Processo produttivo . . . . .	85
3.4.1	Fase 1: CAD . . . . .	87
3.4.2	Fase 2: conversione in STL . . . . .	88
3.4.3	Fase 3: Trasferimento e manipolazione del file STL . . . . .	90
3.4.4	Fase 4: Setup della macchina . . . . .	90
3.4.5	Fase 5: Costruzione . . . . .	91
3.4.6	Fase 6: Rimozione . . . . .	91
3.4.7	Post-Processing . . . . .	92
3.4.8	Applicazione . . . . .	92
3.5	Tipologie e tecnologie di additive manufacturing . . . . .	93
3.5.1	VAT Photopolymerisation (VP) . . . . .	93
3.5.2	Powder bed fusion (PBF) . . . . .	101
3.5.3	Extrusion based system . . . . .	111
3.5.4	Material jetting . . . . .	112
3.5.5	Binder jetting . . . . .	113
3.5.6	Sheet lamination process . . . . .	115
3.5.7	Directed energy deposition processes . . . . .	118
3.6	Materiali utilizzati . . . . .	121
3.6.1	Resine acriliche . . . . .	121
3.6.2	Resine epossidiche . . . . .	121
3.6.3	Polimeri termoplastici . . . . .	122
3.7	Vantaggi dell'additive manufacturing . . . . .	124
3.7.1	I vantaggi dell'AM rispetto al CNC . . . . .	126
3.8	Classificazione dei processi AM . . . . .	128
3.9	Nuovi schemi di classificazione AM . . . . .	130

3.10	Ambiti applicativi . . . . .	130
3.10.1	AM nelle applicazioni mediche . . . . .	131
3.10.2	Limitazioni dell'AM in campo medico . . . . .	137
3.10.3	Applicazioni aerospaziali . . . . .	140
3.10.4	Applicazioni in automotive . . . . .	143
3.10.5	Applicazioni edili . . . . .	145
<b>4</b>	<b>INTRODUZIONE ALLA STAMPANTE</b>	<b>147</b>
4.0.1	Principali vincoli di produzione della stampante 3D . . . . .	150
4.0.2	Limiti della stampante . . . . .	151
<b>5</b>	<b>MODELLO VAT</b>	<b>153</b>
5.1	Realizzazione dei tagli fittizi . . . . .	153
5.2	Importazione su Eiger.io . . . . .	154
5.2.1	Impostazione dei parametri di stampa e visualizzazione . . . . .	155
5.2.2	Visualizzazione dei difetti . . . . .	156
5.3	Minimizzazione dei difetti . . . . .	159
<b>6</b>	<b>ANALISI SPERIMENTALE</b>	<b>161</b>
6.1	Fase di stampa . . . . .	162
6.2	Confronto modello-prodotto: analisi dei difetti . . . . .	164
6.2.1	Piastra con offset, $d_{offset} = 1.9mm$ . . . . .	164
6.2.2	Piastra senza offset, $d_{pattern} = 2mm$ . . . . .	167
6.2.3	Piastra senza offset, $d_{pattern} = 2.5mm$ . . . . .	169
6.2.4	Variazione della densità della fibra . . . . .	171
<b>7</b>	<b>PROVE SPERIMENTALI DI TRAZIONE</b>	<b>179</b>
7.1	Creazione dei provini . . . . .	180
7.2	Settaggi . . . . .	184
7.2.1	Settaggio della macchina di trazione . . . . .	186
7.2.2	Settaggio DIC . . . . .	188
7.3	Post-processing . . . . .	190
7.4	Analisi dei risultati - provini senza tab . . . . .	191
7.4.1	<i>Distance to the best fit plane</i> . . . . .	191
7.4.2	Curve di carico . . . . .	196
7.4.3	Provini trazionati . . . . .	198
7.5	Problematiche riscontrate e risoluzione . . . . .	213
7.6	Analisi dei risultati - provini con tab . . . . .	222

7.6.1	<i>Distance to the best fit plane</i> . . . . .	222
7.6.2	Curve di carico . . . . .	223
7.6.3	Provino sinusoidale . . . . .	228
7.6.4	Provino convenzionale . . . . .	229
7.6.5	Provino con fibre circolari . . . . .	232
7.6.6	Provino con fibre a $\pm 45^\circ$ . . . . .	234
<b>8</b>	<b>THREE POINT BENDING SPERIMENTALE</b>	<b>245</b>
8.1	Settaggi . . . . .	250
8.2	Analisi dei risultati . . . . .	251
8.2.1	Spostamento flessionale in funzione del tempo . . . . .	252
8.2.2	Forza in funzione del tempo e dello spostamento . . . . .	253
8.2.3	Spostamento lungo x . . . . .	255
8.2.4	Spostamento lungo y . . . . .	256
8.2.5	Spostamento lungo z . . . . .	257
8.2.6	Deformazione lungo x . . . . .	258
8.2.7	Deformazione di taglio . . . . .	259
<b>9</b>	<b>CONCLUSIONI</b>	<b>265</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>269</b>

---

## Elenco delle figure

2.1	Materiali compositi nell'industria aerospaziale: a) Rocket fuel-tank realizzata da NASA e Boeing, b) Crew module in composito realizzata dalla NASA, c) Fusoliera in composito di un Boeing 787 Dreamliner . . . . .	6
2.2	Produzione di strati con percorso in fibra curvilinea . . . . .	7
2.3	Schematizzazione di un laminato con fibre diritte a sinistra e un laminato VAT a destra . . . . .	8
2.4	Rappresentazione della deviazione dell'angolo delle fibre (63) . . . . .	19
2.5	Rappresentazione di gap dovuto al disallineamento dei tow (63) . . . . .	19
2.6	Schematizzazione di ondulazione nel piano e fuori dal piano con angoli di deviazione corrispondenti $\theta$ e $\phi$ , rispettivamente. La regione interessata dall'ondulazione delle fibre è caratterizzata da lunghezza $l$ e larghezza $w$ . L'angolo effettivo della fibra varia in funzione della posizione $(x, y, z)$ .(63) . . . . .	20
2.7	Schematizzazione di gaps e sovrapposizioni all'interno dello strato (63) . . . . .	21
2.8	Differente strategia di copertura ai lati dello strato: a) 0% di copertura (100% gaps e 0% sovrapposizioni), b) 50% di copertura (50% gaps e 50% sovrapposizioni), c) 100% di copertura (0% gaps e 100% sovrapposizioni) (63) . . . . .	22
2.9	Rappresentazione schematica della torsione dei tow. (63) . . . . .	22
2.10	Schematizzazione di: a) Bridging, b) Crowning (63) . . . . .	23
2.11	Schematizzazione di: a) Arricciamento e ripiegamento, b) Ripiegamento dovuto al posizionamento automatico della fibra secca (63) . . . . .	23
2.12	Formazione di peluria dovuta alla frizione con i componenti della macchina ATL/AFP . . . . .	24
2.13	Riepilogo dei potenziali effetti secondari derivanti dalle imperfezioni primarie (63) . . . . .	25
2.14	Difetti indotti dalla deformazione di flessione nel piano . . . . .	26

2.15	Definizione del percorso delle fibre: a) metodo parallelo, b) metodo shifting . . .	29
2.16	Difetti del metodo shifting: creazione di aree vuote e di sovrapposizioni . . .	29
2.17	Disposizione fibre con una AFP: a) tow drop, b) tow overlaps . . . . .	31
2.18	Deformazione ideale del tow durante il processo di ricamo . . . . .	32
2.19	Deformazione reale del tow durante il processo di ricamo . . . . .	32
2.20	Processo di cucitura . . . . .	33
2.21	Confronto tra deformazione del tow a taglio (a) e a flessione (b) . . . . .	34
2.22	Visualizzazione dei difetti . . . . .	34
2.23	Miglioramento dei difetti . . . . .	34
2.24	Rappresentazione di una macchina FW. . . . .	36
2.25	Sistema ATL di taglio del nastro offline two-phase (Forest-Line "ACCESS" cutting machine) . . . . .	40
2.26	ATL <i>dual-phase</i> . Forest-Line ATLAS . . . . .	40
2.27	Macchina AFP . . . . .	43
2.28	Componenti di una macchina AFP e la loro ubicazione. (63) . . . . .	44
2.29	Prototipi di testina di una macchina TCS. (82; 83) . . . . .	45
2.30	Deformazione del tow (82) . . . . .	46
2.31	Differenza di deformazione del tow: a) AFP convenzionale e b) CTS (Conti- nuous Tow Shearing). (82) . . . . .	46
2.32	Differenza tra la disposizione del tow e la rotazione della testa: a) AFP con- venzionale (tow gap), b) AFP convenzionale (sovrapposizione del tow) e c) CTS. (82) . . . . .	47
2.33	Materiali tranciati: a) tow secco, b) tow semi impregnati e c) slittape. (82) . . .	48
2.34	Disposizione del tow di compositi VAT con orientamento della fibra di $0^\circ < \theta <$ $20(\frac{3}{4})70^\circ >$ realizzato con: a) AFP convenzionale (tow drop) e b) CTS.(82) . . .	49
2.35	Variazione di spessore dell'elemento tow dovuta alla deformazione da taglio: a) prima del taglio e b) dopo la tranciatura.(82) . . . . .	49
2.36	Distribuzione dello spessore: a) AFP convenzionale (sovrapposizione del traino) e b) CTS (82) . . . . .	50
2.37	Eliminazione del tow gap: a) tow path di riferimento, b) CTS, and c) tecnica di ricamo.(82) . . . . .	52
2.38	Orientamento non lineare delle fibre con $M \times N$ punti di riferimento . . . . .	54
2.39	Orientamento delle fibre . . . . .	55
2.40	Variazione lineare dell'angolo della fibra per $0^\circ   \pm 45^\circ$ . $T_0$ è la variazione della fibra lungo $x = 0$ (linea centrale sotto l'irrigidimento) e $T_1$ lungo $y = \pm \frac{b}{2}$ (bordi del pannello longitudinale) . . . . .	56
2.41	Geometria e sistema di riferimento di un guscio VAT (144) . . . . .	63

2.42	Geometria e condizioni al contorno di guscio VAT . . . . .	64
2.43	Laminato composito soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano (143) . . . . .	76
2.44	Laminato composito VAT con foro e delaminazione soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano (143) . . . . .	77
2.45	Pannello composito curvo soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano (143) . . . . .	78
3.1	Prima tecnologia AM da Hull (74) . . . . .	82
3.2	Prima stampante RepRap. a) Stampante di partenza, b) Stampante ottenuta.(52)	83
3.3	Tecnologia AM da Beijing Yinhua Co. Ltd., Cina (74) . . . . .	85
3.4	Processo produttivo . . . . .	86
3.5	CAD di una tazzina da the: effetto della realizzazione usando spessori differenti (74) . . . . .	87
3.6	Discretizzazione a triangoli di un modello CAD (52) . . . . .	88
3.7	Schematizzazione SLA. (118) . . . . .	94
3.8	Sequenza delle fasi di ricoprimento e livellamento. Tempo necessario: 45 s/strato. (42) . . . . .	95
3.9	Meccanismo di solidificazione. (42) . . . . .	96
3.10	Realizzazione degli strati successivi. (42) . . . . .	96
3.11	Schematizzazione di costruzione. (42) . . . . .	97
3.12	Influenza della velocità e della variazione di direzione . . . . .	99
3.13	Processo PBF. (74) . . . . .	101
3.14	Schema di una stampante SLS. a) Piattaforma di costruzione mobile verticalmente. b) Letto di polveri e strati del modello sinterizzati. c) Sorgente laser. d) Dispositivo ottico del laser. e) Lama per la deposizione degli strati.(52) . . . . .	102
3.15	Tecniche PBF.(74) . . . . .	104
3.16	Particelle separate. (74) . . . . .	105
3.17	Particelle composite. (74) . . . . .	106
3.18	Particelle rivestite. (74) . . . . .	106
3.19	Legante indistinto / materiali strutturali. (74) . . . . .	107
3.20	Schematizzazione EBM. . . . .	108
3.21	Rimozione polveri. . . . .	109
3.22	Effetto Balling. . . . .	110
3.23	Extrusion based system. (74) . . . . .	112
3.24	Material jetting. (74) . . . . .	113
3.25	Processo di binder jetting. (74) . . . . .	114

3.26 Ugelli d'eiezione. . . . .	114
3.27 BJ per i metalli. (74) . . . . .	115
3.28 Schematizzazione LOM (42) . . . . .	116
3.29 Processo legame-poi-forma. (74) . . . . .	117
3.30 Processo legame-incollaggio. (74) . . . . .	117
3.31 Ultrasonic Additive Manufacturing. (74) . . . . .	118
3.32 Smart structures. (74) . . . . .	119
3.33 Processo di deposizione di energia diretta. (74) . . . . .	119
3.34 Configurazione di ugelli: (a) coaxial nozzle feeding; (b) single nozzle feeding. (74) . . . . .	120
3.35 Fibra acrilica al microscopio . . . . .	121
3.36 Inclusione in resina epossidica . . . . .	122
3.37 Diagramma sforzo-deformazione di un materiale termoplastico . . . . .	124
3.38 Classificazione di Pham. (74) . . . . .	129
3.39 Scanner CT e immagini 3D. (74) . . . . .	131
3.40 Uso di AM in campo medico. a) Teschio con annessi vestibolari usando 3DP, b) Tumore osseo sottolineato usando ABS, c) Condotti vascolari usando il processo Stratasys Connex. (74) . . . . .	133
3.41 Modello mascello-facciale con mesh in titanio. (74) . . . . .	134
3.42 Mandibola in titanio. (74) . . . . .	135
3.43 Impalcatura ibrida composta da due fasi: a) strato di policaprolattone (PCL) per il tessuto cartilagineo e strato inferiore PCL/TCP (fosfato tricalcico) per l'osso. b-f) L'impianto in un coniglio per 6 mesi ha rivelato la formazione di osso subcondrale nella fase PCL / TCP e tessuto simile alla cartilagine in fase PCL. La barra è di 500 $\mu\text{m}$ in b-d) e 200 $\mu\text{m}$ in e) e f). (74) . . . . .	137
3.44 Ugello GE Aviation. (74) . . . . .	142
3.45 Cerniera A320. (74) . . . . .	143
3.46 Realizzazione di una casa con AM . . . . .	145
3.47 Realizzazione di una casa galleggiante con AM . . . . .	146
4.1 Stampante 3D. . . . .	148
5.1 Curva path delle fibre curvilinee ottenuta su MatLab per la creazione dei tagli fittizi. . . . .	154
5.2 Creazione dei tagli. . . . .	155
5.3 Rappresentazione provino VAT su <i>Eiger.io</i> . . . . .	156
5.4 Distanza di pattern pari a 2mm. . . . .	156

5.5	Distanza di pattern pari a 4mm. . . . .	157
5.6	Distanza di pattern pari a 6mm. . . . .	157
5.7	Distanza di pattern pari a 7mm. . . . .	157
5.8	Distanza di pattern pari a 9mm. . . . .	158
5.9	Rappresentazione dei difetti (tow gap) piastra VAT su <i>Eiger.io</i> . . . . .	158
5.10	Rappresentazione dei difetti (distanze tra curve) su <i>Eiger.io</i> . . . . .	158
5.11	Modifica dell'altezza del percorso curvilineo previsto per la lamina . . . . .	159
5.12	Realizzazione dei tagli con il comando <i>offset</i> e visualizzazione su <i>Eiger.io</i> . . . . .	160
6.1	Stampante e relativi componenti. . . . .	162
6.2	Realizzazione delle piastre: stesura dei layers di floor in alto a sinistra; stesura dei layers di fibra in alto a destra; output del processo di stampa in basso. . . . .	163
6.3	Rappresentazione modello piastra con $d_{offset} = 1.9mm$ su <i>Eiger.io</i> a sinistra; prodotto stampato a destra. . . . .	164
6.4	Difetto offset massimo, piastra 1.9mm. . . . .	165
6.5	Difetto dovuto al taglio, piastra 1.9mm. . . . .	165
6.6	Ondulazione della fibra, piastra 1.9mm. . . . .	166
6.7	Rappresentazione modello piastra con $d_{pattern} = 2mm$ su <i>Eiger.io</i> a sinistra; prodotto stampato a destra. . . . .	167
6.8	Vasta zona con matrice, piastra 2mm. . . . .	167
6.9	Difetto pattern massimo, piastra 2mm. . . . .	168
6.10	Imperfezione dovuta al taglio, piastra 2mm. . . . .	168
6.11	Ondulazione fibre, piastra 2mm. . . . .	168
6.12	Rappresentazione modello piastra con $d_{pattern} = 2.5mm$ su <i>Eiger.io</i> a sinistra; prodotto stampato a destra. . . . .	169
6.13	Difetto pattern massimo, piastra 2.5mm. . . . .	170
6.14	Imperfezione dovuta al taglio, piastra 2.5mm. . . . .	170
6.15	Ondulazione fibre, piastra 2.5mm. . . . .	170
6.16	Presenza di matrice tra sentieri curvilinei, piastra 2.5mm. . . . .	171
6.17	Geometria di riferimento curva madre e curva con <i>pattern</i> . . . . .	172
6.18	<i>Reference path</i> in funzione di $x$ . . . . .	174
6.19	$\theta(x)$ : angolo di orientamento della fibra in funzione di $x$ . L'angolo $\theta$ è espresso radianti. . . . .	174
6.20	Frazione in volume di fibra - $d_{pattern} < 1.9mm$ . . . . .	175
6.21	Frazione in volume di fibra - $d_{pattern} = 1.9mm$ . . . . .	175
6.22	Frazione in volume di fibra - $d_{pattern} = 2mm$ . . . . .	176

6.23	Frazione in volume di fibra - $d_{pattern=2.4mm}$ .	176
6.24	Frazione in volume di fibra - $d_{pattern=2.5mm}$ .	176
6.25	Frazione in volume di fibra con comando <i>offset</i> .	177
6.26	Visualizzazione dell'angolo $\theta$ con il comando <i>offset</i> .	177
6.27	Visualizzazione dell'angolo $\theta$ con il comando <i>pattern</i> .	178
6.28	Visualizzazione dell'angolo $\theta$ con il comando <i>offset</i> lungo la normale alla curva.	178
7.1	Macchina di prova e sistema di acquisizione.	180
7.2	Geometria del provino per la prova di trazione, quote in mm.	180
7.3	<i>Stacking sequence</i> utilizzate e relativi spessori dei layers.	182
7.4	Piastra con fibre a $+45^\circ$ .	182
7.5	Piastra con fibre a $-45^\circ$ .	182
7.6	Piastra con fibre sinusoidali A.	182
7.7	Piastra con fibre sinusoidali B.	183
7.8	Piastra con fibre circonferenziali A.	183
7.9	Piastra con fibre circonferenziali B.	183
7.10	Visualizzazione dei layers con <i>Eiger.io</i> - vuoti.	183
7.11	Visualizzazione dei layers con <i>Eiger.io</i> - zone senza fibre.	184
7.12	<i>Stacking sequence</i> ottimale.	185
7.13	Visualizzazione dei layer ottimizzati.	185
7.14	Provini stampati.	186
7.15	Storia di trazione.	187
7.16	Processo di calibrazione con target <i>Al-08-MBMB 9x9</i> .	189
7.17	Creazione delle linee.	191
7.18	Distanza dal piano ottimale, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.	193
7.19	Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.	193
7.20	Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.	194
7.21	Distanza dal piano ottimale, visione globale - Linea 1. In rosso le fibre disposte a $\pm 45^\circ$ , in verde il provino sinusoidale non deformato, in blu il provino sinusoidale deformato.	195
7.22	Distanza dal piano ottimale, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.	195

7.23	Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	196
7.24	Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	196
7.25	Distanza dal piano ottimale, visione globale - Linea 2. In rosso le fibre disposte a $\pm 45^\circ$ , in verde il provino sinusoidale non deformato, in blu il provino sinusoidale deformato. . . . .	197
7.26	Spostamenti in funzione del tempo. . . . .	198
7.27	Forze in funzione del tempo. . . . .	199
7.28	Forze in funzione del tempo. . . . .	200
7.29	Spostamento lungo x, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	200
7.30	Deformazione lungo x, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	201
7.31	Deformazione lungo y, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	202
7.32	Deformazione di taglio, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	202
7.33	Modulo di elasticità, provino con fibre a $\pm 45^\circ$ . . . . .	203
7.34	Coefficiente di Poisson, fibre a $\pm 45^\circ$ . . . . .	204
7.35	Spostamento lungo y, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	204
7.36	Deformazione lungo y, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	205
7.37	Spostamento lungo x, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	205
7.38	Deformazione lungo x, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	206
7.39	Deformazione lungo y, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	207

7.40	Deformazione di taglio, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	207
7.41	Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson, fibre sinusoidali (provino non deformato). . . . .	208
7.42	Spostamento lungo <i>y</i> , fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	208
7.43	Deformazione lungo <i>y</i> , fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	209
7.44	Spostamento lungo <i>x</i> , fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	210
7.45	Deformazione lungo <i>x</i> , fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	210
7.46	Deformazione lungo <i>y</i> , fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	211
7.47	Deformazione di taglio, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	211
7.48	Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson, fibre sinusoidali (provino deformato). . . . .	212
7.49	Spostamento lungo <i>y</i> , fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	212
7.50	Deformazione lungo <i>y</i> , fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , a destra l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	213
7.51	Dettaglio ganascia autoserrante. . . . .	214
7.52	Tab superiore e inferiore. . . . .	214
7.53	Dimensioni tab. . . . .	215
7.54	Assieme con tab. . . . .	215
7.55	Assieme con tab, dimensioni. . . . .	216
7.56	Visualizzazione tab inferiore da <i>Eiger.io</i> . . . . .	216

7.57	<i>stacking sequence</i> delle piastre. . . . .	217
7.58	Dettaglio piastra e geometrie sacrificali su <i>Eiger.io</i> . . . . .	218
7.59	Dettaglio tab superiore e geometrie sacrificali su <i>Eiger.io</i> . . . . .	219
7.60	Build dell'assieme su <i>Eiger.io</i> . . . . .	219
7.61	Stampa dei provini con tab a sinistra, provini stampati a destra . . . . .	220
7.62	Storia di carico continua. . . . .	221
7.63	Discostamento dal piano medio - Linea 1. . . . .	223
7.64	Distanza dal piano ottimale, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	223
7.65	Distanza dal piano ottimale, fibre convenzionali - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	224
7.66	Distanza dal piano ottimale, fibre circolari - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	224
7.67	Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	224
7.68	Distanza dal piano ottimo - Linea 2. . . . .	224
7.69	Distanza dal piano ottimale, fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	225
7.70	Distanza dal piano ottimale, fibre convenzionali - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	225
7.71	Distanza dal piano ottimale, fibre circolari - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	225
7.72	Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	225
7.73	Spostamenti in funzione del tempo. . . . .	226
7.74	Forze in funzione del tempo. . . . .	227
7.75	Ciclo di isteresi. . . . .	227
7.76	Spostamento lungo x, provino sinusoidale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	228
7.77	Deformazione lungo x, provino sinusoidale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	229
7.78	Deformazione lungo y, provino sinusoidale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	230
7.79	Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino sinusoidale. . . . .	230
7.80	Spostamento lungo y, provino sinusoidale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	231

7.81	Deformazione lungo $y$ , provino sinusoidale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	232
7.82	Spostamento lungo $x$ , provino convenzionale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	233
7.83	Deformazione lungo $x$ , provino convenzionale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	234
7.84	Deformazione lungo $y$ , provino convenzionale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	235
7.85	Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino sinusoidale. . . . .	235
7.86	Deformazione lungo $y$ , provino convenzionale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	236
7.87	Spostamenti lungo $y$ , provino convenzionale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	237
7.88	Spostamento lungo $x$ , provino circolare - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	237
7.89	Deformazione lungo $x$ , provino circolare - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	238
7.90	Rottura del provino con fibre circolari. . . . .	238
7.91	Deformazione lungo $y$ , provino circolare - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	239
7.92	Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino circolare. . . . .	239
7.93	Deformazione lungo $y$ , provino circolare - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	240
7.94	Spostamenti lungo $y$ , provino circolare - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	240
7.95	Spostamento lungo $x$ , provino con fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	241
7.96	Deformazione lungo $x$ , provino con fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	241
7.97	Deformazione lungo $y$ , provino con fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 1. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	242
7.98	Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino con fibre a $\pm 45^\circ$ . . . . .	242
7.99	Deformazione lungo $y$ , provino con fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	243

7.100	Spostamenti lungo $y$ , provino con fibre a $\pm 45^\circ$ - Linea 2. In alto il grafico realizzato con <i>MatLab</i> , in basso l'immagine ottenuta tramite DIC. . . . .	243
8.1	Assieme per prova di flessione. . . . .	245
8.2	Quote assieme per prova di flessione. . . . .	246
8.3	Visualizzazione flangia inferiore da <i>Eiger.io</i> . . . . .	247
8.4	<i>stacking sequence</i> delle piastre. . . . .	247
8.5	Dettaglio anima e geometrie sacrificali su <i>Eiger.io</i> . . . . .	247
8.6	Dettaglio flangia superiore e geometrie sacrificali su <i>Eiger.io</i> . . . . .	249
8.7	Build dell'assieme su <i>Eiger.io</i> . . . . .	249
8.8	Stampa dei provini a sinistra, provini stampati a destra . . . . .	249
8.9	Strumentazione e inizio della prova di <i>three point bending</i> . . . . .	251
8.10	Punti di riferimento. . . . .	252
8.11	Rottura a seguito della prova di <i>three point bending</i> . A sinistra la trave con le fibre a $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ , a destra la trave VAT. . . . .	252
8.12	Delaminazione a seguito della prova di <i>three point bending</i> . A sinistra la trave a $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ , a destra la trave VAT. . . . .	253
8.13	Spostamento flessionale in funzione del tempo. . . . .	253
8.14	Forza in funzione del tempo e dello spostamento. . . . .	254
8.15	Spostamento lungo $x$ , trave a $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ . . . . .	255
8.16	Spostamento lungo $x$ , trave VAT. . . . .	256
8.17	Spostamento lungo $y$ , trave a $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ . . . . .	257
8.18	Spostamento lungo $y$ , trave VAT. . . . .	258
8.19	Spostamento lungo $z$ , trave a $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ . . . . .	259
8.20	Spostamento lungo $z$ , trave VAT. . . . .	260
8.21	Deformazione lungo $x$ , trave a $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ . . . . .	261
8.22	Deformazione lungo $x$ , trave VAT. . . . .	262
8.23	Deformazione di taglio, trave a $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ . . . . .	263
8.24	Deformazione di taglio, trave VAT. . . . .	264

---

## Elenco delle tabelle

2.1	Overview di alcuni componenti aeronautici prodotti con ATL e AFP (63)	18
4.1	Caratteristiche della stampante.	149
5.1	Valori di riferimento della piastra.	154
5.2	Valori di riferimento della piastra su <i>Eiger.io</i>	155
6.1	Valori di riferimento delle piastre su <i>Eiger.io</i>	162
6.2	"Part Stats" piastra $d_{offset} = 1.9$	166
6.3	"Part Stats" piastra $d_{pattern} = 2mm$	169
6.4	"Part Stats" piastra $d_{pattern} = 2.5mm$	171
6.5	Variazione di densità delle fibre nei tre casi.	172
7.1	<i>Part setting</i> in <i>Eiger.io</i> .	184
7.2	<i>Part setting</i> in <i>Eiger.io</i> .	184
7.3	Dettagli dei provini.	185
7.4	Dimensioni dei provini.	186
7.5	Parametri per settare la storia di trazione.	187
7.6	Settaggio esportazione.	188
7.7	Evaluation setting.	190
7.8	Specifiche tab inferiore su <i>Eiger.io</i> .	216
7.9	Specifiche piastra con fibre $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ su <i>Eiger.io</i> .	217
7.10	Specifiche piastra con fibre a $\pm 45^\circ$ su <i>Eiger.io</i> .	217
7.11	Specifiche piastra con fibre sinusoidali su <i>Eiger.io</i> .	218
7.12	Specifiche piastra con fibre circolari su <i>Eiger.io</i> .	218
7.13	Specifiche tab superiore.	219

7.14	Specifiche assieme. . . . .	219
7.15	Dimensioni provini. . . . .	221
7.16	<i>Test control setting.</i> . . . .	221
7.17	<i>End of test setting.</i> . . . .	221
7.18	<i>Workspace setting.</i> . . . .	222
7.19	<i>Export setting.</i> . . . .	222
8.1	Specifiche flangia inferiore su <i>Eiger.io.</i> . . . .	247
8.2	Specifiche anima con fibre 0°/90°/90°/0° su <i>Eiger.io.</i> . . . .	248
8.3	Specifiche anima VAT su <i>Eiger.io.</i> . . . .	248
8.4	Specifiche flangia superiore. . . . .	248
8.5	Specifiche assieme. . . . .	249
8.6	Pre-test. . . . .	250
8.7	End of test. . . . .	251
8.8	Parametri. . . . .	251
8.9	Forza, spostamento e tempo di picco, forza, tempo e spostamento alla rottura. . . . .	254



---

## Acronimi

- 3DP: Three Dimensional Printing
- ACES: Accurate Clear Epoxy Solid
- AFP: Automated Fibre Placement
- AM: Additive manufacture
- ATL: Automated Tape Laying
- BJ: Binder Jetting
- CAD: Computer Aided Design
- CAM: Computer Aided Manufacturing
- CC: Contour Condition
- CCCC: Clamped Supported (CC su 4 lati)
- CFF: Consistent Force Field
- CFRP: Carbon Fiber Reinforced Polymers
- CLPT: Classical Laminated Plate Theory
- CMD: Covariance Matrix Decomposition
- CNC: Computer Numerical Control
- CT: Computerized Tomography

- CTS: Continuous Tow Shearing
- CUF: Carrera Unified Formulation
- DED: Directed Energy Deposition
- DIC: Digital Imaging Correlation
- DLM: Defect Layer Method
- DMSL: Direct Metal Laser Sintering
- DQM: Differential Quadrature Method
- EBM: Electron Beam Melting
- EBMS: Extrusion Based System
- ELI: Extra Low Interstitials
- EP: Polar Element
- ESL: Equivalent Single Layer
- FDM: Fused Deposition Modelling
- FEA: Finite Element Analysis
- FEM: Finite Element Method
- FLP: First Level Problem
- FRP: Fiber Reinforced Polymer
- FSDT: First-order Shear Deformation Theory
- FSM: Finite State Machine
- FW: Filament Winding:
- LBMD: Laser-Based Metal Deposition
- LEAP: Leading Edge Aviation Propulsion
- LOM: Laminated Object Manufacturing
- LPS: Liquid Phase Sintering

- LRBFDQ: Local Radial Basis Function Differential Quadrature
- LW: Layer Wise
- MJ: Material Jetting
- MRI: Magnetic Resonance Imaging
- MS2L: Multi-Scale Two Level
- PA: Poliammidi
- PBF: Power Bed Fusion
- PCL: Policaprolattone
- PE: Polietilene
- PEEK: Polieterchetone
- PPs: Polar Parameters
- SCSC: Simply Supported/Clamped Supported (CC)
- SGC: Solid Ground Curring
- SLA: Selective Laser Sintering
- SLM: Selective Laser Melting
- SLP: Second Level Problem
- SLP: Sheet Lamination Process
- SLS: Selective Laser Sintering
- ss: Stacking Sequence
- SSSS: Simply Supported (CC su 4 lati)
- STL: STereo Lithography
- TCP: Fosfato Tricalcico
- TTM: Time To Market
- UV: UltraViolet

- VAT: Variable Angle Tow
- VP: VAT Photopolymerisation
- VSD: Variable Stiffness Design
- RBF: Radial Basis Function
- FFF: Fused Filament Fabrication

# INTRODUZIONE

Nel processo di progettazione convenzionale dei materiali compositi CFRP, ogni strato di fibra di carbonio viene posizionato a un certo spessore. Generalmente,  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  e  $90^\circ$  sono adottati come orientamenti dello strato. La simmetria del laminato composito viene utilizzata per ridurre il carico di lavoro di progettazione e costruzione, per evitare l'accoppiamento di strati diversi e per assimilare le proprietà della struttura del materiale composito alla struttura metallica [3]. Un tipico laminato composito è composto da una pluralità di strati di fibre di diverse direzioni. Le prestazioni meccaniche di questo tipo di laminati sono determinate dallo spessore e dalla direzione di ciascuno strato. Nei metodi di progettazione convenzionali con la premessa che l'orientamento della fibra è coerente in ogni strato, le proprietà meccaniche della struttura del materiale composito sono realizzate modificando l'angolo di ciascun strato e la sequenza di impilamento. Questo vecchio schema di progettazione conservativa di aumentare significativamente le proprietà meccaniche del composto. Tuttavia, in senso macroscopico, il potenziale dei materiali compositi CFRP non è ancora completamente utilizzato a causa della loro forte anisotropia. La designabilità e il potenziale devono essere ulteriormente sfruttati per ridurre la massa e personalizzare le proprietà meccaniche della struttura. A tal fine, ci sono diversi metodi di progettazione della laminazione composita. I metodi sono i seguenti:

1. Laminato con diversi *patch ping* sovrapposte
2. Laminato con drop-off di compensato
3. Laminato con fibre curvilinee.

In questi metodi, l'uso di fibre curvilinee per progettare il composito è una nuova tecnologia sviluppata con la macchina di posizionamento automatico delle fibre (AFP).

La struttura composita è adattata scegliendo diversi angoli e posizionamento delle fibre. Rispetto ad altri metodi, la variazione dell'orientamento della fibra garantisce la continuità della fibra ed evita i bruschi cambiamenti dei comportamenti meccanici della struttura composita.

Nel 1990, *Hyer et al.* (71; 72; 199) hanno proposto per la prima volta che le prestazioni strutturali dei laminati compositi con fori possono essere migliori utilizzando fibre curvilinee. Più tardi, *Tosh e Kelly* (174; 199) hanno verificato la proposta con una sperimentazione su lastre laminate con foro nel mezzo. Ciò ha notevolmente ampliato lo spazio di progettazione e fornito un nuovo modo di ottimizzare la struttura dei materiali compositi.

Questo nuovo metodo di progettazione definito come *Variable Stiffness Design (VSD)*, in cui le curve sono impiegate come percorsi di posizionamento delle fibre in modo che l'orientamento della fibra di ogni strato possa essere progettato liberamente, è nato dal design di ottimizzazione dei materiali compositi CFRP. Le prestazioni meccaniche dei materiali compositi sono determinate direttamente dalla direzione della fibra. Pertanto, vi è un crescente interesse a sostituire il metodo di progettazione tradizionale con VSD. I materiali atti a ciò vanno sotto il nome di *Variable Angle Tow (VAT)*.

L'introduzione di tecniche di produzione additive come l'*Automatic Fibre Placement (AFP)* ha permesso di creare strutture composite con prestazioni irraggiungibili rispetto a quelle risultanti dai metodi di produzione classici. I compositi provenienti da processi AFP possono essere concepiti in modo tale da avere percorsi di fibre curve all'interno di ciascuna lamina.

Per ottenere una buona struttura composita è necessario definire un gran numero di variabili di progettazione e vincoli di produzione con conseguente aumento dei costi di progettazione e del grado di difficoltà di ricerca.

Il grande vantaggio è che gli indici di proprietà meccanica possono variare modificando l'orientamento delle fibre. Le proprietà meccaniche di base includono la resistenza alla tensione, la capacità di instabilità, la resistenza postbuckling e la frequenza fondamentale.

I laminati VAT vedono un miglioramento nell'instabilità quando sottoposti a compressione uniassiale. Questo miglioramento è dovuto alla ridistribuzione del carico di compressione lontano dal bordo libero verso il bordo semplicemente appoggiato, infatti, per rendere bene l'idea, le prestazioni di instabilità di una sezione della fusoliera composita migliorano del 12% rispetto a una equivalente laminata in fibra dritta (175).

I laminati con rigidità variabile nel piano e fuori dal piano offrono ai progettisti ulteriori gradi di libertà e personalizzazione. Ricerche sulle piastre VAT hanno mostrato

un miglioramento significativo nella distribuzione dello stress intorno ai fori (72; 73; 98) e nelle prestazioni di instabilità e post-deformazione (59; 190; 197).

Gli aumenti del carico di instabilità sono principalmente attribuiti a una ridistribuzione del carico sui bordi in cui la struttura è vincolata.

La maggior parte del lavoro svolto finora sulla progettazione e l'ottimizzazione dei laminati VAT ha utilizzato l'analisi agli elementi finiti (FEA). Sebbene relativamente accurate, le mesh necessarie per ottenere le forme modali dei laminati VAT, utilizzando l'analisi FE, risultano computazionalmente costose (75; 152).

Recentemente, il metodo della quadratura differenziale (133) e il metodo dell'energia di Rayleigh-Ritz (197) hanno dimostrato di essere valide alternative al FEA in quanto accurati e computazionalmente efficienti e quindi adatte per studi di ottimizzazione.

I VAT offrono strutture ancora più leggere di quelle attualmente utilizzate.

In questa tesi si andranno a prendere in considerazione strutture a fibra curvilinea. L'elaborato, successivamente a questo capitolo introduttivo, si divide nel seguente modo:

- Introduzione e discussione sui VAT ripercorrendo le tappe storiche di alcuni ricercatori sullo studio di questi materiali innovativi, si analizzeranno i vantaggi e gli svantaggi che offrono, la classificazione dei difetti e le loro conseguenze sulla struttura VAT, le tecniche di posizionamento della fibra e le tecniche di produzione atte alla creazione di questi materiali. Segue una disserzione sull'orientamento delle fibre, un'analisi di stress di gusci curvi e un'analisi sui fenomeni di prebuckling, buckling e instabilità dinamica. Ogni analisi è accompagnata da esempi tratti dalle ricerche presenti in letteratura.
- Seguirà poi un capitolo relativo all'*Additive Manufacturing* in quanto essenziale per la produzione di materiali compositi. Verrà analizzato, quindi, il processo produttivo nel suo insieme generale, per poi analizzare singolarmente le varie tipologie di AM. Seguirà lo studio dei materiali più utilizzati, i vantaggi e gli svantaggi che AM offre e una comparazione con la tecnica CNC. In maniera concorde con quanto avvenuto nel secondo capitolo, anche qui verranno analizzati i passi storici che hanno visto l'insorgenza della tecnica AM. Infine, si analizzeranno gli ambiti di applicazione.
- Poichè le prove, di carattere sperimentale, vengono effettuate con diverse strumentazioni, in primis con l'ausilio di una stampante 3D, seguirà un capitolo di introduzione alla stampante utilizzata, analizzandone i principali vincoli di produzione e i limiti.

- Si analizzerà successivamente il modello VAT iniziale, discutendone la realizzazione e i difetti. Si analizzerà, inoltre, un metodo per la minimizzazione di quest'ultimi evidenziandone vantaggi e svantaggi.
- Un capitolo verrà dedicato all'assessment sperimentale. Si analizzerà la fase di stampa e si confronterà il modello CAD con il prodotto stampato analizzandone i difetti. Si analizzerà, inoltre, la variazione della densità della fibra confrontando il prodotto stampato con grafici *MatLab*.
- Verranno analizzate nel dettaglio prove sperimentali di trazione. Si analizzeranno i provini utilizzati, la strumentazione e il relativo settaggio, nonché il post-processing dei dati. Grande enfasi verrà data ai risultati, alle problematiche riscontrate e alla loro risoluzione con ulteriori prove sperimentali. I risultati saranno affiancati da immagini ricavate tramite la *Digital Imaging Correlation*.
- Il penultimo capitolo verterà sulle prove di *three point bending*. Si analizzeranno anche qui i provini utilizzati, la strumentazione e il loro settaggio. Si analizzeranno i risultati ottenuti dando enfasi al fenomeno del *buckling*. I risultati saranno affiancati da immagini ricavate tramite la *Digital Imaging Correlation*.
- Infine, l'ultimo capitolo ripercorrerà ciò che è stato fatto durante il percorso di tesi, riassumendo i risultati ricavati.

# VARIABLE ANGLE TOW

## 2.1 | Introduzione

In campo aeronautico e aerospaziale, la leggerezza è un requisito fondamentale che ha permesso, e permette tuttora, di spingere la ricerca verso lo sviluppo di nuovi materiali le cui caratteristiche principali si concentrano principalmente sul risparmio di peso combinato con ottime prestazioni in termini di rigidità e resistenza.

Nelle strutture aeronautiche, le parti primarie portanti come la fusoliera e le ali sono spesso soggette a carichi dinamici oltre che statici durante le diverse condizioni di volo. Poiché la stabilità è il fattore più importante nella progettazione strutturale aerospaziale, tutte le possibili condizioni di carico su diverse parti della struttura devono essere considerate al fine di creare un design più sicuro. Pertanto, per progettare strutture leggere senza compromettere le prestazioni strutturali, i progettisti aerospaziali hanno iniziato a utilizzare compositi polimerici rinforzati con fibre (FRP) nella progettazione di strutture aerospaziali. I materiali compositi FRP presentano diversi vantaggi rispetto alle strutture metalliche in termini di riduzione del peso e miglioramento delle prestazioni strutturali. Le strutture FRP presentano un elevato rapporto rigidità-resistenza specifica, rigidità-peso e resistenza-peso, migliori proprietà di smorzamento, resistenza alla corrosione e migliori proprietà di fatica. Inoltre, i compositi FRP hanno un ulteriore vantaggio di personalizzazione strutturale per una particolare applicazione. A differenza dei disegni isotropi, nei compositi, i progettisti hanno il vantaggio di personalizzare la rigidità e la resistenza. Nel contesto della stabilità, il laminato composito può essere adattato in termini di rigidità a flessione (modificando l'orientamento della fibra e mantenendo costante lo spessore) per massimizzare le proprietà statiche e dinamiche, contemporaneamente.

Per questo motivo, nell'industria aerospaziale troviamo spesso strutture a guscio per la loro capacità di supportare carichi esterni.

L'uso di materiali compositi nella progettazione di strutture di aeromobili commerciali è aumentato considerevolmente negli ultimi decenni. Oltre agli aerei militari come il *Bombardier B – 2* e i caccia *Nighthawk F117 – A*, l'adozione di materiali compositi nella progettazione di aerei commerciali di nuova generazione come *Boeing 787 Dreamliner*, *Airbus A350/380* e *McDonnell Douglas MD – 91X* è aumentata enormemente, dove le strutture sono composte da quasi il 55% di materiali compositi. Ciò, come detto precedentemente, consente di ridurre i pesi, e, conseguentemente, abbattere il consumo di carburante; infatti, ad esempio, un risparmio di peso del 20% nei moderni *Boeing 787* ha comportato una riduzione del consumo di carburante di circa il 10% – 12%.

*NASA*, *SpaceX*, *ISRO* e altre agenzie spaziali hanno incorporato materiali compositi nei veicoli di lancio e nelle applicazioni orbitali. La figura 2.1 mostra l'utilizzo di materiali aerospaziali nell'industria aerospaziale. Con l'aumento dell'uso di materia-

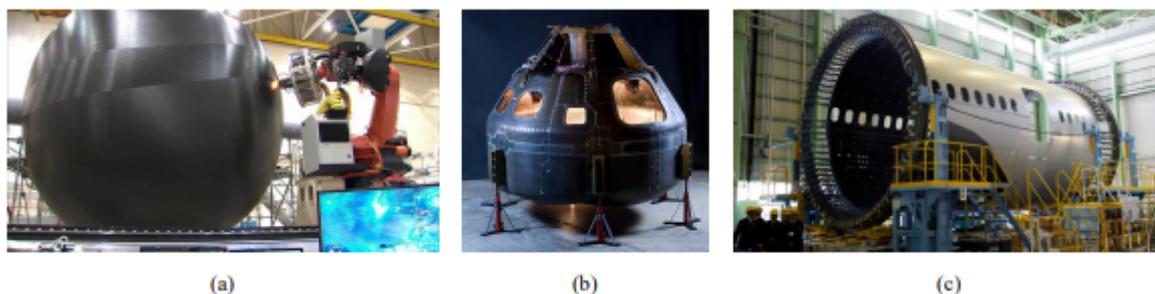


Figura 2.1: Materiali compositi nell'industria aerospaziale: a) Rocket fuel-tank realizzato da NASA e Boeing, b) Crew module in composito realizzata dalla NASA, c) Fusoliera in composito di un Boeing 787 Dreamliner

li compositi nel settore aerospaziale e in vari altri settori, sono seguiti sviluppi nella produzione di compositi automatizzati. I tradizionali laminati compositi rinforzati con fibre hanno strati con orientamenti angolari costanti della fibra e la rigidità viene adattata modificando l'angolo della fibra nella direzione dello spessore del laminato. Pertanto, la rigidità del composito a fibra diritta è costante su tutto il piano del laminato e limita le opzioni di personalizzazione per sfruttare appieno la proprietà anisotropa della struttura composita.

Negli ultimi anni stanno attirando l'attenzione dei produttori gusci compositi con una disposizione delle fibre spazialmente variabile.

I progressi della produzione di strutture in materiale composito hanno concepito nuovi concetti di componenti leggeri. Ad esempio, tecnologie mature come l'*Automatic*

*Fiber Placement (AFP)* sono impiegate nella fabbricazione di parti strutturali in cui le fibre sono guidate lungo percorsi curvilinei.



Figura 2.2: Produzione di strati con percorso in fibra curvilinea

Come mezzo per ridurre i difetti indotti dall'AFP, è stato recentemente sviluppato presso l'Università di *Bristol* un nuovo modo per posizionare le fibre curvilinee, noto col nome di *Continuous Tow Shearing (CTS)*.

Un altro tipo di posizionamento avanzato delle fibre è il posizionamento su misura delle fibre (TFP), un processo tessile automatizzato per la produzione di strutture rinforzate che consente la produzione di parti composite con layout in fibra di direzione arbitraria utilizzando la tecnologia del ricamo.

L'uso di queste tecnologie ha portato alla nascita di una nuova classe di materiali compositi che hanno permesso il miglioramento delle prestazioni meccaniche e l'allestimento del peso strutturale: i *Variable angle tow (VAT)*.

I VAT, nell'ambito dei materiali compositi, sono strutture costituite da strati con vari orientamenti delle fibre. All'interno di ogni strato le fibre sono disposte lungo direzioni curvilinee per ottenere una variazione continua delle proprietà dei materiali quali, ad esempio, rigidità, resistenza, ecc (fig. 2.3). Questo, consente al progettista di sfruttare le proprietà direzionali dei compositi nel modo più efficace concependo soluzioni non convenzionali caratterizzate da un notevole risparmio di peso o da proprietà meccaniche migliorate rispetto alle soluzioni classiche. Il processo di posizionamento delle fibre nel piano della lamina per migliorare le prestazioni strutturali è definita come *elastic tailoring*.

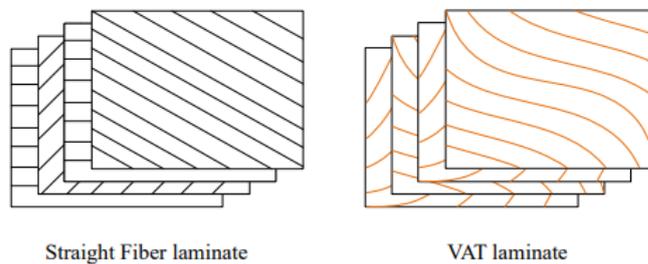


Figura 2.3: Schematizzazione di un laminato con fibre diritte a sinistra e un laminato VAT a destra

## 2.2 | Letteratura

Lo studio sui *Variable angle tow* ha portato un'ampia letteratura, in particolare, *Hyer e Lee* (73) furono tra i primi a studiare l'influenza della fibra curvilinea sul fattore di concentrazione dello stress intorno a un ritaglio su una piastra composita, per poi concentrarsi sulla massimizzazione del carico di buckling (73) e sulla determinazione dell'orientamento ottimale delle fibre in diverse regioni del laminato utilizzando una combinazione del *metodo degli elementi finiti (FEM)*, tecniche di sensibilità e di ottimizzazione.

*Leissa e Martin* (91) hanno eseguito analisi vibrazionali e di instabilità su piastre composite a strato singolo con fibre parallele utilizzando il *Metodo di Ritz*, osservando che la distribuzione variabile della frazione di volume della fibra, dava un aumento del 38% del carico di instabilità e un aumento del 21% della frequenza vibrazionale.

Per semplificare la modellazione dei laminati VAT, *Gurdal e Olmedo* hanno introdotto una variazione lineare dell'angolo della fibra lungo la lunghezza del pannello composito, che può essere matematicamente descritto da tre angoli indipendenti. (122)

*Gurdal et al.* hanno studiato la deformazione dei pannelli VAT variando gli orientamenti delle fibre perpendicolari alla direzione di carico. Il coefficiente di instabilità delle è stato calcolato utilizzando il *metodo di Rayleigh-Ritz* dimostrando come la ridistribuzione del carico sia responsabile del miglioramento delle prestazioni di instabilità. (60)

*Alhajahmad et al.*, attraverso i loro studi, arrivarono alla conclusione che i pannelli VAT sopportano un carico maggiore rispetto ai pannelli compositi in fibra diritta. (7)

*Weaver et al.*, attraverso simulazioni agli elementi finiti dei pannelli VAT hanno mostrato come questi abbiano prestazioni di instabilità simili rispetto ai laminati quasi-isotropi, ma prestazioni superiori nel comportamento post-buckling. (190)

Più tardi, *Raju et al.* hanno analizzato il comportamento di instabilità e post-deformazione su pannelli VAT con metodo di quadratura differenziale (DQM), ottenendo soluzioni

accurate utilizzando un numero di punti di griglia inferiore al metodo FEM. (133; 134)

*Coburn et al.* hanno sviluppato un metodo semi-analitico per l'analisi di instabilità di pannelli VAT irrigiditi e presentarono i vantaggi dei pannelli sandwich a rigidità variabile per migliorare le prestazioni di buckling utilizzando il metodo di Ritz basato sulla deformazione di taglio usando la teoria del primo ordine (FSDT). (33; 35)

*Chen et al.* investigarono l'effetto della delaminazione relativamente al comportamento dei pannelli VAT soggetti a buckling sotto un carico di compressione. In particolare studiarono la grandezza, la posizione della delaminazione e la variazione dell'orientamento delle fibre data dalla risposta al carico di buckling. (32)

*White et al.* investigarono il comportamento di buckling e post-buckling dei gusci cilindrici a rigidità variabile sotto compressione assiale utilizzando metodi lineari e non lineari agli elementi finiti. (193)

*Nian et al.* studiarono il comportamento di buckling gusci cilindrici a rigidità variabile dimostrando un miglioramento delle performance di buckling usando un orientamento delle fibre variabile. (119)

*Labans and Bisagni* condussero un'analisi sperimentale sul comportamento vibrazionale e di buckling di gusci cilindrici utilizzando un layup convenzionale e un cilindro con rigidità variabile, sviluppando un modello numerico semplificato. Comparando i risultati numerici con quelli sperimentali, dimostrarono come un semplice modello approssimato fosse capace di predire accuratamente il carico di buckling e le forme modali dei gusci cilindrici con un angolo variabile della fibra. (85)

*Honda and Narita, Akhavan e Ribeiro, e Hachemi et al.* studiarono la risposta alle vibrazioni libere, l'effetto della variazione dell'angolo della fibra sulla frequenza naturale e sulle forme modali di vibrazione nei pannelli VAT. Dai loro studi, si osservò che nei pannelli VAT, c'è un cambiamento significativo nelle forme modali di vibrazione insieme ad un aumento o una diminuzione delle frequenze naturali. (5; 61; 66)

*Houmat* e altri ricercatori (6; 139; 140; 141) studiarono il comportamento vibrazionale non lineare nei laminati VAT, rivelando che per vibrazioni lineari e non, la variazione dell'angolo delle fibre all'interno della lamina permettono di ottenere diversi comportamenti dinamici con lo stesso materiale e proprietà geometriche. Hanno anche dimostrato che alcune configurazioni di pannelli si comportano in modo più rigido rispetto ai compositi con fibra diritta. (68)

*Viglietti et al.* studiarono l'analisi delle vibrazioni libere delle strutture alari VAT utilizzando la formulazione unificata del *prof. Carrera*. I risultati del loro lavoro confermano che un layup appropriato può essere utilizzato per migliorare le prestazioni delle strutture alari. Sono stati inoltre eseguiti diversi studi di ottimizzazione sui compositi VAT per massimizzare le prestazioni strutturali. (183)

*Nagendra et al.* usarono B-spline razionali non uniformi per definire le variazioni delle fibre nel piano della piastra ed eseguirono analisi FEM per ottimizzare il design della fibra in base al carico di instabilità e alla frequenza naturale. (116)

*Setoodeh et al.* ottimizzarono un pannello VAT per massimizzare il carico di instabilità utilizzando una tecnica di approssimazione reciproca. Hanno utilizzato un'analisi FEM bi-lineare conforme per l'analisi di buckling dei pannelli VAT. (152)

*Ijsselmuiden et al.* eseguirono studi di ottimizzazione sulla massimizzazione del carico di instabilità utilizzando parametri di laminazione. I loro risultati di ottimizzazione hanno dimostrato un miglioramento superiore al 100% nella deformazione dei carichi di pannelli VAT rispetto ai laminati con fibra diritta utilizzando lo stesso numero di strati. (75)

*Wu et al.* utilizzarono l'approccio *Rayleigh-Ritz* combinato con un algoritmo genetico per massimizzare il carico critico di instabilità del laminato VAT con una variazione non lineare dell'angolo delle fibre. (197)

*Stodieck et al.* studiarono il comportamento di tailoring aeroelastico su un'ala a grandezza naturale utilizzando un modello tridimensionale a elementi finiti. Le analisi furono eseguite su entrambe le configurazioni di laminato composito a fibra diritta e *tow-steered*. Le loro indagini hanno dimostrato che quest'ultima configurazione ha ottenuto una maggiore riduzione di massa rispetto alle configurazioni con fibra diritta. (164)

*Stanford et al.* risolveranno una serie di problemi di ottimizzazione per ridurre al minimo la massa strutturale sotto vincoli accoppiati di sollecitazione, instabilità e flutter su una fusoliera ad alto *aspect ratio*. Hanno studiato l'effetto dei laminati *tow-steered* e degli irrigidimenti curvilinei sulle prestazioni. Dai loro risultati hanno osservato che entrambi i metodi portano a una possibile riduzione di massa rispetto alle loro controparti strutturali non curvilinee. (163)

*Barr e Jaworski* esplorarono il concetto di *elastic tailoring* per massimizzare l'energia generata da una pala eolica NREL da 5 MW che ruotava in un flusso uniforme. Hanno osservato che con l'uso di fibre composite *tow-steered* nelle pale delle turbine eoliche, l'estrazione di energia è migliorata evitando lo stallo a velocità più elevate. I loro risultati numerici hanno mostrato un aumento dell'estrazione di potenza della turbina fino al 14% quando la pala è prossima alla velocità di taglio del vento e del 7% quando vicina alla velocità nominale. (11)

*Tosh e Kelly* (174) hanno rispettivamente allineato l'orientamento della fibra con i principali vettori di sollecitazione e il percorso di carico nei laminati migliorando la resistenza di un componente VAT con un foro aperto e un foro caricato sotto tensione.

*Khani et al.* (79) hanno studiato la progettazione di pannelli a rigidità variabile per ottenere la massima resistenza. I parametri di laminazione (62) sono stati considerati

come variabili di progettazione per garantire più spazio di progettazione e una convergenza ad alta efficienza. La resistenza massima è stata definita minimizzando l'indice di guasto critico proposto come reciproco del fattore di sicurezza. Infine, questo metodo di progettazione è stato applicato a un pannello VAT quadrato supportato con un foro centrale sotto tensione e sono state eseguite le simulazioni per confermare l'efficienza del metodo. I risultati numerici mostrano che il metodo VSD ha mostrato un miglioramento di circa tre volte nelle performance rispetto al design quasi-isotropo.

*Falcó et al.* (45) hanno utilizzato analisi agli elementi finiti per simulare il cedimento del primo strato di pannelli a rigidità variabile sotto carico di trazione. Questo approccio di analisi può essere applicato direttamente alla progettazione ottimale dell'orientazione delle fibre per evitare cedimenti a trazione.

*Legrand et al.* (90) hanno menzionato una procedura di progettazione per ridurre la concentrazione di stress, che utilizza un algoritmo genetico per definire gli angoli di orientamento delle fibre direttamente in ogni elemento finito del laminato composito. La qualità della mesh decide il miglioramento della precisione e la continuità della traiettoria della fibra. Pertanto, questo metodo ha una bassa efficienza a causa del gran numero di analisi necessarie da eseguire.

Per ottenere la massima capacità di carico dei laminati compositi con un foro centrale, *Huang e Haftka* (69) hanno descritto una procedura per guidare gli orientamenti delle fibre attorno al foro in un singolo strato di un multistrato. Gli angoli della fibra sono direttamente designati come variabile di progettazione. Per evitare la convergenza locale, gli autori hanno alternato il metodo *Fletcher-Reeves* a gradiente coniugato di *DOT* (178) e un algoritmo genetico in modo iterativo. L'intenzione di questa formulazione è quella di utilizzare l'algoritmo per spostare l'ottimizzazione in una regione migliore, e il metodo del gradiente coniugato viene utilizzato per convergere rapidamente verso l'optimum locale in questa regione.

*Tatting e Gürdal* (24) hanno dimostrato che con l'uso di percorsi con fibra curva si possono ottenere fino al 60% di miglioramento per progettare pannelli a rigidità variabile con un foro centrale per i massimi carichi di instabilità. Attraverso la variazione di rigidità definita su un dominio di struttura, *Ijsselmuiden et al.* (75) hanno ottenuto il miglioramento significativo di oltre il 100% nella capacità di carico di instabilità della laminazione a rigidità.

*Lund et al.* (156) hanno applicato l'approccio dell'ottimizzazione discreta dei materiali, che si è evoluto dall'ottimizzazione della topologia multifase, alla progettazione di piastre di rigidità variabile per il massimo carico di instabilità. La sequenza di impilamento e l'orientamento della fibra vengono calcolati simultaneamente utilizzando il metodo basato sul gradiente.

Sulla base di simulazioni numeriche, *Lopes et al.* (100) hanno dimostrato il vantaggio dei laminati ad angolo variabile con deformazione a compressione e rottura del primo strato.

*Wu et al.* (196; 197) e *Khani et al.* (78) hanno anche presentato i metodi di progettazione ottimali della capacità di instabilità del laminato. Tuttavia, rispetto al design convenzionale, il metodo VSD è più complicato a causa del gran numero di variabili rispetto alla continuità e alla producibilità del progetto. Questo è il motivo per cui molti hanno utilizzato uno strumento di simulazione numerica per verificare le loro conclusioni.

Combinando vincoli di fabbricazione, *Weaver et al.* (133) hanno utilizzato una macchina per fabbricare pannelli con diversa rigidità per poterle testare. I risultati del test mostrano che le prestazioni post-buckling sono seriamente migliorate rispetto alla laminazione quasi isotropa.

Per ottenere il massimo carico di instabilità, *Setoodeh et al.* (152) hanno presentato un metodo di approssimazione reciproca generalizzato. L'angolo di orientamento della fibra viene selezionato come parametro di progettazione. Il carico di instabilità viene espanso secondo l'inverso del tensore di rigidità. Tuttavia, il problema di progettazione viene modificato in un problema di progettazione non controverso a causa dell'utilizzo di angoli di fibra come parametro di progettazione. Pertanto, il risultato del processo di progettazione dell'ottimizzazione dipende fortemente dagli angoli di orientamento della fibra di partenza.

Per risolvere questo problema, *Ijsselmuiden et al.* (75) hanno tentato di cambiare il parametro di progettazione con il parametro di laminazione. Pertanto, è stata creata un'approssimazione reciproca conservativa. I risultati dell'analisi hanno mostrato che il carico di instabilità è significativamente migliorato rispetto ai laminati quasi isotropi.

Per prevedere con maggiore precisione la capacità di postbuckling dei pannelli a rigidità variabile, *Lopes et al.* (97) hanno considerato l'effetto delle tensioni termiche residue che derivano dal processo di polimerizzazione nel processo di analisi. I risultati previsti si confrontano bene con i risultati sperimentali. Inoltre, il design con fibre curvilinee incorporava una maggiore tolleranza al design tradizionale secondo i dati sperimentali.

Basato sulla funzione di stress e sullo spostamento trasversale, *Raju et al.* (134) hanno presentato un metodo relativamente nuovo noto come metodo di quadratura differenziale (DQM). Questo metodo è stato proposto per risolvere l'analisi postbuckling di piastre VAT con rigidità variabile sotto compressione assiale.

Successivamente, *Raju et al.* (199) hanno presentato un metodo numerico asintotico che trasforma il problema collineare in un insieme di problemi lineari ricorsivi ben posti. Questo approccio è stato poi usato con successo utilizzando un metodo di qua-

dratura differenziale-integrale generalizzata per risolvere il problema del postbuckling non lineare dei laminati a rigidità variabile.

Un approccio simile è stato adottato da *White et al.* (193), che hanno apportato con successo l'applicazione di questo metodo nell'analisi postbuckling del guscio cilindrico a rigidità variabile.

*White et al.* (193) hanno ulteriormente studiato le prestazioni postbuckling di due gusci cilindrici di rigidità variabile con sovrapposizione dei tow e tow drop per evitare sovrapposizioni sottopressione assiale. I modelli campione sono stati analizzati con il metodo degli elementi finiti sia in modo lineare che non lineare. Inoltre, i risultati sono stati confrontati con i risultati sperimentali.

Usando la teoria asintotica di *Koiter* e i metodi della quadratura differenziale e integrale generalizzata, *White e Weaver* (191) costruirono un modello efficiente del postbuckling del pannello. La rigidità tangente del modello postbuckling del pannello a rigidità variabile è stata massimizzata con un algoritmo genetico.

*Wu et al.* (196) hanno presentato una strategia di ottimizzazione utilizzando un algoritmo genetico per la progettazione di prestazioni postbuckling di piastre di rigidità variabile. Per illustrare la superiorità delle piastre a rigidità variabile, hanno confrontato i risultati della simulazione con una piastra in fibra diritta ottimale.

Una delle prime applicazioni inerenti a piastre VAT per migliorare le prestazioni di vibrazione delle è stata riportata da *Leissa e Martin* (91). I risultati numerici hanno mostrato che l'uso di fibre distanziate in modo non uniforme potrebbe migliorare la frequenza fondamentale fino al 21%. Per ottenere la massima frequenza fondamentale, *Honda et al.* (198) hanno introdotto un nuovo metodo di progettazione delle vibrazioni di piastre di rigidità variabile basato sulla metodologia energetica di *Ritz*. Il metodo energetico di *Ritz* è stato applicato per determinare i parametri di frequenza delle piastre. I risultati del design sono stati confrontati con le piastre tradizionali con fibre parallele per mostrare la sua superiorità.

La ricerca sulla progettazione di un guscio conico composito per la massima frequenza fondamentale è stata condotta da *Blom et al.* (20). Hanno progettato gusci conici utilizzando fibre curvilinee per massimizzare le frequenze fondamentali.

*Parnas et al.* (127) hanno presentato un'analisi approssimativa per la progettazione di compositi laminati con percorso curvilineo per ridurre al minimo il peso. Hanno usato le curve cubiche di *Bezier* e le superfici di *Bezier* bicubiche per gli angoli delle fibre e gli spessori degli strati, rispettivamente. Il criterio di *Tsai-Hill* è stato utilizzato per l'analisi della rottura sul primo strato. Il risultato ha testimoniato che la rimozione della restrizione della fibra diritta avrebbe fornito una maggiore flessibilità al progettista e prodotto un design più leggero, poiché lo spazio di progettazione è stato ampliato.

*Honda et al.* (65) hanno utilizzato un approccio di ottimizzazione multiscala per definire le forme curvilinee delle fibre in piastre di rigidità variabile. Sono state considerate due proprietà meccaniche come funzione oggettiva. Includevano la forza nel piano rappresentata dall'indice di guasto di *Tsai-Wu* e la frequenza naturale del pannello. La simulazione numerica ha mostrato che le due proprietà meccaniche della piastra progettata erano superiori alle piastre con fibre diritte.

*Alhajahmad et al.* (8) hanno applicato il concetto di rigidità variabile alla progettazione del pannello della fusoliera VAT. Hanno ottimizzato l'orientamento della fibra per i massimi carichi di instabilità e i massimi carichi di rottura.

*Nik et al.* (120) hanno massimizzato simultaneamente la rigidità nel piano e la resistenza di instabilità usando un approccio ibrido che combina la regressione polinomiale e l'algoritmo (NSGA-II) (160) per il VSD del laminato composito. L'approccio della regressione polinomiale è stato scelto perché può semplificare il modello di analisi per la costruzione di un modello surrogato. I risultati della simulazione numerica dimostrano che questo algoritmo ibrido converge più velocemente dell'algoritmo genetico tradizionale e la traiettoria della fibra auricolare curvilinea può aumentare sia il carico di instabilità che la rigidità rispetto al quasi-isotropo.

*Setoodeh e Gürdal* (153) hanno utilizzato il criterio dell'energia di deformazione per analizzare le condizioni di progettazione per l'orientamento delle fibre in materiali VAT. Hanno quindi presentato (151), il design di conformità minima dei pannelli a rigidità variabile utilizzando l'orientamento della fibra come variabili di progettazione spaziale continua.

Successivamente, per migliorare il calcolo della progettazione del laminato, (153) hanno utilizzato i parametri di laminazione come variabili di progettazione anziché l'orientamento della fibra per eseguire VSD sotto carichi nel piano e fuori dal piano.

*Stodieck et al.* (165) hanno analizzato l'influenza dei diversi orientamenti degli strati sul comportamento aeroelastico utilizzando un modello di ala composita idealizzato come oggetto di ricerca. I risultati hanno dimostrato che il design ad angolo variabile potrebbe avere un impatto positivo su prestazioni come la velocità di divergenza, la velocità di flutter e la risposta alle raffiche. I carichi massimi di taglio, flessione e torsione sono stati ridotti rispettivamente del 18%, 29% e 16%, utilizzando un laminato a rigidità variabile anziché un laminato tradizionale standard.

Il composito VAT ha attirato l'attenzione di più persone negli ultimi anni perché può essere utilizzato per realizzare una struttura dispiegabile semplice, affidabile e leggera e ampiamente utilizzato nella progettazione e produzione di veicoli aerospaziali.

*Panesar et al.* (105; 125) hanno presentato un approccio per sviluppare un modello ad elementi finiti bistabili che può essere utilizzato per strutture ad angoli variabili.

In una ricerca successiva (126), sono stati studiati laminati indotti termicamente per promuovere ulteriormente i laminati bistabili miscelati. Anche *Sousa et al.* (159) hanno condotto una ricerca sui laminati compositi a rigidità variabile bistabile.

*Groh e Weaver* (57) hanno realizzato un'analisi di buckling a rigidità variabile stabilendo e risolvendo le equazioni di equilibrio con metodi DQM che utilizzano l'orientamento delle fibre e lo spessore di laminazione come variabili.

*Raju et al.* (135) e *White et al.* (192) hanno realizzato il design postbuckling della piastra di rigidità variabile e del guscio curvo, rispettivamente, risolvendo equazioni al contorno con metodi DQM.

*Tornabene et al.* (47; 173) hanno sviluppato un metodo agli elementi finiti in forma forte basato sul DQM, che è stato utilizzato per studiare le risposte statiche e vibrazionali dei laminati ad angolo variabile VAT doppiamente curvi.

Oltre a ciò, altri elementi finiti di ordine superiore sono stati utilizzati anche per studiare la flessione (200) e la risposta vibrazionale (5) delle piastre VAT.

I risultati di *Boukhili et al.* (103) mostrano che, per i pannelli a rigidità variabile, i pannelli con sovrapposizione completa presentano caratteristiche di resistenza alla deformazione (rigidità *prebuckling* e carico di instabilità) più alte rispetto a quelli con spazi vuoti completi.

*Coburn et al.* (34; 35) si sono concentrati sull'analisi *prebuckling* e sulla deformazione della piastra di rigidità variabile realizzando un modello semi analitico rapido e robusto basato sull'equazione del bilancio energetico. Successivamente, la progettazione di pannelli alari irrigiditi con maggiori carichi critici di *buckling* è stata realizzata utilizzando un modello beam irrigidito e un modello di irrigidimento della piastra.

Per progettare un cilindro composito con un diametro dato, *Wu* (79) ha utilizzato un angolo di fibra segmentato per definire i percorsi curvilinei. Nello studio seguente (195), utilizzando gli stessi percorsi di tow curvilinei, i due gusci cilindrici con e senza la sovrapposizione sono stati fabbricati tramite l'AFP. I test di composizione assiale sono stati eseguiti dal sistema digitale VIC3D. Il risultato mostra che il carico di instabilità del guscio con sovrapposizione dei tow è superiore al guscio senza sovrapposizione.

*White et al.* (193) hanno usato la stessa formulazione per analizzare il *prebuckling*. Sono stati prodotti due tipi di cilindri compositi a rigidità variabile VAT con sovrapposizione e tow drop. I risultati del test mostrano che il cilindro a rigidità variabile tow-drop aveva uno spessore più uniforme, quindi una maggiore rigidità postbuckling.

Infine, *E. Zappino, M. Filippi, A. Pagani, M. Petiti, E. Carrera* hanno analizzato sperimentalmente e numericamente gli effetti della deposizione di fibre di rinforzo concentriche poste attorno ad un foro di una piastra, mostrando come le fibre di rinforzo

concentriche riducano la concentrazione di stress nell'area interessata dal foro variando notevolmente il campo di deformazioni risultante. (201)

## 2.3 | Vantaggi e svantaggi

Come detto in precedenza i VAT sono utili per migliorare le prestazioni meccaniche e alleviare il peso strutturale e il consumo. Per esempio, un aeroplano costruito con materiali compositi VAT potrebbe ridurre il consumo di carburante di un ulteriore 3-4% rispetto ai velivoli in composito di ultima generazione. Questo, considerato il numero degli aeroplani in circolazione, comporterebbe un significativo miglioramento delle emissioni globali.

Tra i vantaggi rispetto ai laminati tradizionali troviamo quindi:

- maggiore rigidità e resistenza
- migliore comportamento della struttura se soggetta a carichi di buckling
- risposta dinamica alla vibrazione libera più efficace
- redistribuzione più adeguata dei carichi applicati al laminato VAT
- comportamento vantaggioso in post-buckling
- riduzione di peso e spessore del componente
- sufficiente flessibilità per il design

Tuttavia, l'applicazione industriale di questa tecnologia ha anche alcuni importanti difetti, infatti, la loro stampa 3D, che avviene con processi automatici, produce inevitabilmente dei difetti indesiderati come sacche vuote, sovrapposizioni o disallineamento delle fibre. La metodologia di progettazione dovrebbe tenere conto dei requisiti di fabbricazione relativi al processo AM (18), altrimenti si osserverebbero differenze significative tra la risposta meccanica del modello numerico e la struttura reale (in termini di rigidità, resistenza, carico di deformazione, ecc.).(31)

I compositi VAT consentono di sfruttare nel modo più efficace i vantaggi legati al percorso curvilineo delle fibre, sebbene il loro utilizzo implichi inevitabilmente una maggiore complessità del processo di progettazione, dovuta a due proprietà intrinseche di questi compositi, ovvero l'eterogeneità e l'anisotropia, che intervengono su scale diverse e che variano in modo puntuale sulla struttura. Inoltre, un'ulteriore difficoltà è dovuta alla natura del problema della progettazione, in quanto, i materiali VAT sono

caratterizzati da un gran numero di variabili di progettazione coinvolte in diverse scale e di requisiti differenti. Il gran numero di variabili di design e i vincoli di manifattura inducono, inoltre, un incremento de costi di progetto e la complessità del problema. Di conseguenza, è necessario sviluppare un approccio di ottimizzazione multiscala dedicato in grado di integrare sia i requisiti meccanici che quelli tecnologici per garantire la producibilità della soluzione. (31)

## 2.4 | Classificazione dei difetti dovuti alle tecniche produttive

La produzione dei materiali con la tecnica AFP produce inevitabilmente delle imperfezioni. Per far fronte a geometrie complesse e produrre strutture di grandi dimensioni ci si appoggia all'*Automated Tape Laying (ATL)* e all'*Automated Fiber Placement (AFP)*, capaci di creare automaticamente layup attraverso un singolo step, includendo il taglio dello strato, la deposizione, la compattazione etc (102). Questi vntaggi vengono utilizzati dalle industrie aerospaziali per la creazione di alcuni componenti, quali, ad esempio, la fusoliera, un impennaggio o un'ala (10; 55; 64; 170). La tabella 2.1 è esplicativa di quanto detto pocanzi. Come già detto in precedenza, la produzione del componente porta inevitabilmente alla creazione di imperfezioni, molto spesso complesse da identificare, come gaps, sovrapposizion, torsione delle fibre, ondulazioni etc. La conoscenza delle influenze di questi sulle caratteristiche meccaniche della struttura è cruciale per l'efficienza delle strutture composite. Risulta quindi evidente che la qualità del layup dipende fortemente dalla grandezza delle imperfezioni. (186). Possiamo dividere le imperfezioni in:

1. Primarie: sono dovute, ad esempio, alla deviazione del posizionamento delle fibre durante la realizzazione del prodotto
2. Secondarie: derivano dale imperfezioni primarie

Seguendo l'analisi proposta da (63),i difetti principali sono:

### ■ Deviazione dell'angolo delle fibre

Tale difetto è spesso dovuto alla geometria complessa. Solitamente il software per la deposizione delle fibre usa curve di riferimento (*reference path*) per definire i percorsi delle fibre, che, molto spesso, corrispondono alla linea di mezzeria di un percorso.

<b>Azienda</b>	<b>Tipologia</b>	<b>Componente</b>
Boeing	777, 787 V-22 Osprey	impennaggio ala fusoliera
Airbus	A319/A320/A321 A330/A340, A350 A380, A400M	impennaggio ala fusoliera
Bombardier	C-Series	fusoliera
Fairchild Dornier	Do 728	impennaggio
Gulfstream Aerospace	Gulfstream IV	ala
Dassault Aviation	Dassault Falcon	impennaggio
Hawker Beechcraft Corporation	Premier 1, Hawker 4000	fusoliera
Northrop	B-2	ala
Grumman Aerospace Corporation	A-6 Intruder	ala
Vought Aircraft	C-17	impennaggio
Lockheed Martin	F-22, F-35, C-130	ala, impennaggio
Eurofighter	Eurofighter Typhoon	ala

Tabella 2.1: Overview di alcuni componenti aeronautici prodotti con ATL e AFP (63)

Chiaramente, se il percorso è curvo, l'angolo della fibra devia continuamente dall'angolo desiderato. L'aggiustamento della larghezza del percorso incide sul valore della variazione dell'angolo della fibra, infatti, come mostra (121), un aumento nella larghezza del percorso causa un aumento della variazione dell'angolo delle fibre; ciò fa sì che il numero di gaps e di sovrapposizioni aumenti. Si capisce

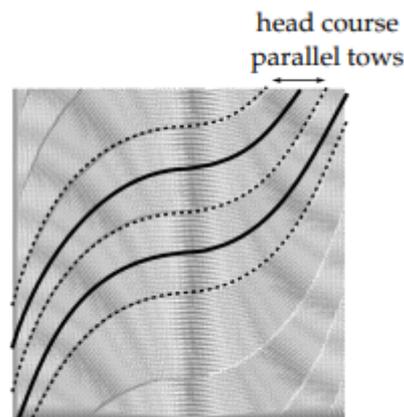


Figura 2.4: Rappresentazione della deviazione dell'angolo delle fibre (63)

bene, dunque, che per avere un numero limitato di quest'ultimi, i percorsi delle fibre devono necessariamente essere vicini. Tuttavia, più i percorsi sono vicini, maggiormente si ridurrà il rate di deposizione della fibra.

■ Disallineamenti delle matasse



Figura 2.5: Rappresentazione di gap dovuto al disallineamento dei tow (63)

Sono sostanzialmente dovute alle caratteristiche cinematiche delle macchine AFP e al loro controllo (43; 186). Aumentando la velocità e gli effetti di inerzia, si avrà, quindi, un posizionamento meno accurato (128). Tra i fattori di influenza troviamo la processabilità del materiale cui è costituita la fibra e la complessità di layup (46; 107). La curvatura delle fibre provoca, inoltre, deviazioni nel posizionamento dei tow (101; 157), la cui deviazione dal percorso geodetico viene chiamata *fiber straightening* (22, pg.117). Il valore della deviazione è dato dal raggio del tow e la

distanza che intercorre tra le basi di taglio e il rullo compattatore (99). Fenomeni secondari del disallineamento dei tows sono la nascita di sovrapposizioni e gaps.

■ Ondulazioni

Si dividono in ondulazioni nel piano e fuori dal piano. Una schematizzazione del difetto è visibile nella figura 2.6

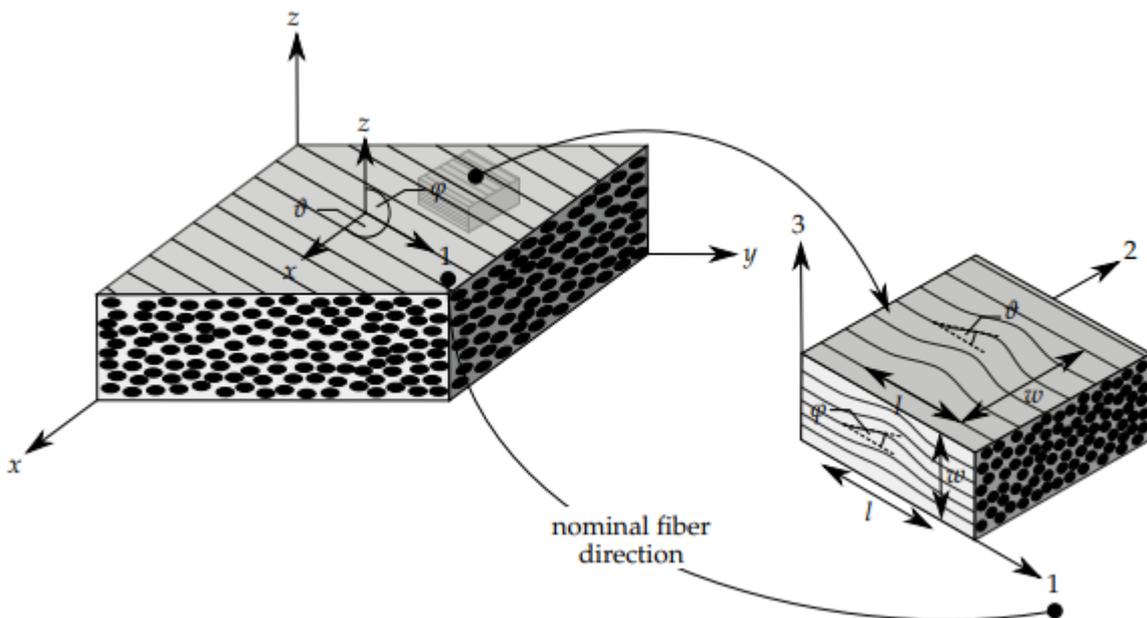


Figura 2.6: Schematizzazione di ondulazione nel piano e fuori dal piano con angoli di deviazione corrispondenti  $\theta$  e  $\phi$ , rispettivamente. La regione interessata dall'ondulazione delle fibre è caratterizzata da lunghezza  $l$  e larghezza  $w$ . L'angolo effettivo della fibra varia in funzione della posizione  $(x, y, z)$ .(63)

A causa della variazione delle fibre e della complessità della superficie, nascono ondulazioni tra gli strati (ondulazioni nel piano), le quali, fanno nascere variazioni nell'angolo delle fibre (ondulazioni fuori dal piano). Le prime non solo fanno nascere variazioni nell'angolo delle fibre (angolo  $\theta$  e  $\phi$  nella figura 2.6), ma anche porosità, inclusioni e scollamenti degli strati (131; 187). La formazione delle ondulazioni può essere ridotta usando una piastra rigida durante il processo di autoclave (86; 87). Secondo (92; 93), le ondulazioni fuori dal piano sono influenzate dalla grandezza dei gaps e delle sovrapposizioni. Molte ricerche confermano che le ondulazioni riducono le proprietà di rigidità e resistenza dei materiali (4; 80; 150; 198). Risultati numerici e sperimentali mostrano che la sollecita-

zione locale a taglio, causata dalle ondulazioni, riduce la resistenza a tensione e compressione del laminato (114; 115)

#### ■ Gaps e sovrapposizioni

Sono imperfezioni che nascono frequentemente e sono influenzati dai parametri di macchina e dal processamento del materiale (94). I gaps creano una tolleranza tra tow adiacenti che è negativa, mentre, le sovrapposizioni creano una tolleranza che è positiva.

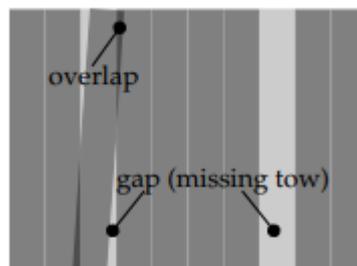


Figura 2.7: Schematizzazione di gaps e sovrapposizioni all'interno dello strato (63)

Geometrie complesse e layup sofisticati sono tra i promotori di questi difetti. Un'altra influenza è data dalla strategia di copertura adottata:

- Con una percentuale di copertura dello 0% si avranno per il 100% gaps e per lo 0% sovrapposizioni
- Con una percentuale di copertura del 50% si avranno per il 50% gaps e per lo 0% sovrapposizioni
- Con una percentuale di copertura del 100% si avranno per lo 0% gaps e per il 100% sovrapposizioni
- Con una percentuale di copertura compresa tra lo 0% e il 100% si avranno combinazioni tra gaps e sovrapposizioni

La figura 2.8 riassume quanto riportato sopra. seguendo lo studio di (145) e (146), si nota che questi difetti riducono significativamente le proprietà di resistenza del laminato sotto compressione. Inoltre, a seconda della loro grandezza, nascono ondulazioni delle fibre fuori dal piano più cospicue negli strati adiacenti.

- Torsione dei tow Il movimento della macchina AFP lungo il percorso delle fibre e la variazione delle fibre stesse, può indurre torsione dei tow, la cui rappresentazione è raffigurata in figura 2.9.

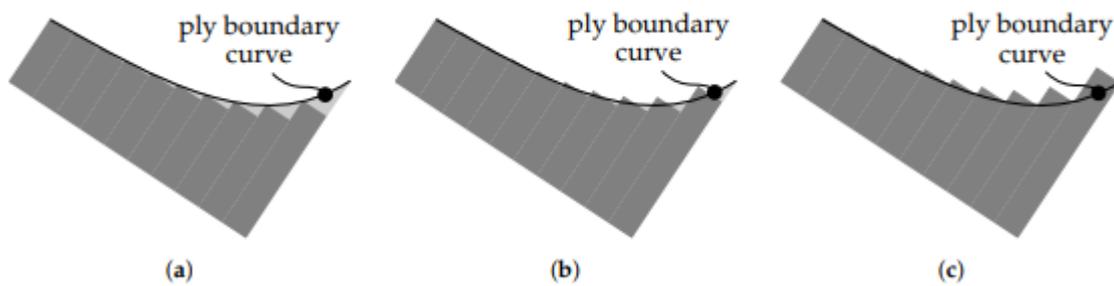


Figura 2.8: Differenti strategie di copertura ai lati dello strato: a) 0% di copertura (100% gaps e 0% sovrapposizioni), b) 50% di copertura (50% gaps e 50% sovrapposizioni), c) 100% di copertura (0% gaps e 100% sovrapposizioni) (63)

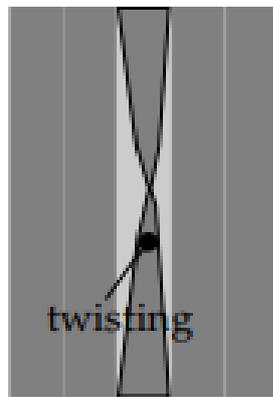


Figura 2.9: Rappresentazione schematica della torsione dei tow. (63)

Conseguentemente nascono gaps nelle vicinanze della zona di torsione (zona bianca in figura 2.9). Come imperfezione secondaria, potrebbe nascere un'ondulazione delle fibre nel layer adiacente. (186)

#### ■ Bridging e Crowning

LA tecnologia AFP può porre materiale sia su superfici concave che convesse eliminando quasi completamente la tensione tra i tows. Tale tensione fa nascere, durante la deposizione del materiale, nelle geometrie concave il difetto che va sotto il nome di *Bridging*. Se non viene applicata alcuna tensione al tow nelle geometrie convesse, nasce il fenomeno di *Crowning*. La figura 2.10 mostra chiaramente il concetto appena esposto.

Per prevenire tali difetti, occorre monitorare e aggiustare in maniera accurata il va-

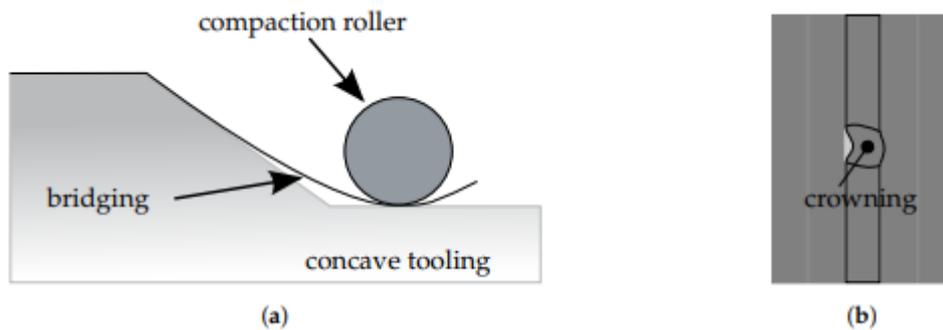


Figura 2.10: Schematizzazione di: a) Bridging, b) Crowning (63)

lore di pre-tensione. Tali difetti sono influenzati dal comportamento del materiale, dalla geometria, dai parametri di macchina e dal rullo compattatore. (94)

■ Arricciamento e ripiegamento del tow

Nascono quando l'adesione dei tow sulla superficie sottostante viene meno e causa oscillazioni fuori dal piano come difetto secondario. Ne consegue che sia la resistenza a deformazione, che l'adesione, risultano essere fattori fondamentali. Questo difetto dipende anche dalla curvatura delle fibre in quanto un lato si allunga e l'altro si comprime. Il raggio di curvatura è dipendente dal materiale. La figura 2.11 riporta una schematizzazione del difetto.

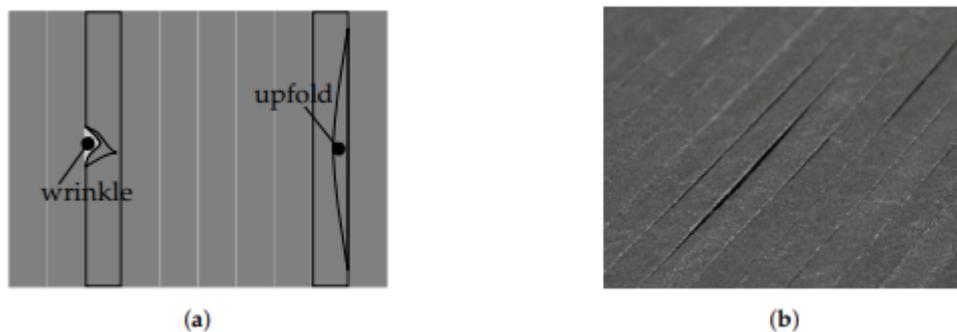


Figura 2.11: Schematizzazione di: a) Arricciamento e ripiegamento, b) Ripiegamento dovuto al posizionamento automatico della fibra secca (63)

■ Vuoti e inclusioni

L'influenza è data dalla qualità del materiale. I vuoti, che già di per sé stessi esistono nei materiali, possono essere risolti solo tramite compattazione durante il

processo di AFP (70) Una compattazione insufficiente aumenta la possibilità di avere aria intrappolata (100) Gaps e sovrapposizioni grandi promuovono la formazione di vuoti. Le inclusioni, invece, derivano dal processo produttivo delle fibre e sono rare nei processi ATL e AFP. Risultano, inoltre, negativi ai fini della resistenza e del comportamento a fatica del componente.

■ Stress residui e deformazioni indotte dal processo produttivo

Non fanno nascere difetti secondari e sono indotte durante il processo di trattamento delle parti da gaps, sovrapposizioni e variazioni del percorso dei tows. La nascita di tensioni residue è inoltre influenzato dalla tensione nel tow e dal processo di compattazione del materiale della fibra.

■ Peluria

E' causato dal logoramento della fibra quando nasce frizione tra tow e componenti della macchina ATL/AFP. Tali difetti possono indurre variazioni dell'angolo della fibra, oscillazioni e aumento di vuoti. (63) Un esempio è riportato in figura 2.12



Figura 2.12: Formazione di peluria dovuta alla frizione con i componenti della macchina ATL/AFP

La figura 2.13 riporta un riepilogo dei potenziali effetti secondari derivanti dalle imperfezioni primarie.

### 2.4.1 | Difetti indotti dalla deformazione di flessione nel piano

L'efficienza strutturale dei pannelli compositi con percorsi in fibra ha attirato grande attenzione negli ultimi decenni. È stato dimostrato analiticamente che tali laminati compositi possono migliorare le caratteristiche di deformazione e postdeformazione ridistribuendo i carichi applicati (58; 59; 122). Essi hanno inoltre una maggiore rigidità (190; 194). La tecnica di posizionamento delle fibre è la tecnologia di base dei compositi a rigidità variabile. La ricerca analitica tipica non modella sufficientemente i limiti

		Secondary Imperfection									
		Type I	Type II	Type III	Type IV	Type V	Type VI	Type VII	Type VIII	Type IX	Type X
Primary Imperfection	Type I	■	•	•	•						
	Type II	•	■	•	•						
	Type III	•	•	■	•						
	Type IV	•	•	•	■						
	Type V	•	•	•	•	■					
	Type VI	•	•	•	•	•	■				
	Type VII	•	•	•	•	•	•	■			
	Type VIII	•	•	•	•	•	•	•	■		
	Type IX	•	•	•	•	•	•	•	•	■	
	Type X	•	•	•	•	•	•	•	•	•	■

Figura 2.13: Riepilogo dei potenziali effetti secondari derivanti dalle imperfezioni primarie (63)

di produzione sottostanti. Alcuni ricercatori hanno cercato di applicare i difetti indotti dal processo come la sovrapposizione del tow e tow drop all'analisi agli elementi finiti (19; 88; 168). Le attuali tecniche di posizionamento delle fibre presentano difetti indotti dal processo. Le tecniche automatizzate di posizionamento delle fibre possono essere distinte in base allo stato della fibra. I fasci di fibre preimpregnate, cioè towpreg o slittape, sono stati ampiamente utilizzati (58). Recentemente alcuni ricercatori hanno tentato di utilizzare il fascio di fibre secche per superare gli svantaggi del posizionamento del nastro e aumentare la flessibilità di progettazione del composito a rigidità variabile (190). Entrambe le tecniche utilizzano la deformazione di flessione nel piano per ottenere una traiettoria curva, come mostrato nella figura 2.15. Anche se l'elemento tow è un rettangolo perfetto, il bordo interno del percorso curvo è necessariamente in condizioni di buckling. Quando vengono introdotte ulteriormente le imperfezioni, come la variazione di tensione delle lunghezze dei bordi e la variazione di larghezza, la distorsione del tow peggiora. In linea di principio, i difetti indotti dalla deformazione di flessione nel piano come la deformazione locale e il cambiamento di spessore sono inevitabili. Gli studiosi hanno quindi raccomandato di utilizzare una curvatura minima della traiettoria del tow per ridurre questi difetti locali. Tali difetti sono rappresentati in figura 2.15, in cui l'asterisco indica il grado di severità del difetto.

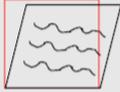
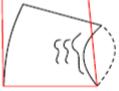
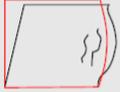
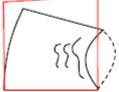
Case	In-plane shear		In-plane bending	
Perfect condition		Thickening** Shear buckling*		Local buckling** Thickening*** or Thinning***
Width variation		Local buckling* Thickening* or Thinning*		Local buckling*** Thickening*** or Thinning***
Tension variation		Local bending* Thinning*		Local Bending*** Thinning***
Feed length variation		Local buckling* Thickening* or Thinning*		Local Buckling*** Thickening*** or Thinning***

Figura 2.14: Difetti indotti dalla deformazione di flessione nel piano

## 2.4.2 | Influenze del disallineamento delle fibre sugli indici di rottura e sulla distribuzione di stress: analisi statistica lineare

Per modellare e catturare le aree di gap, è necessaria una mesh molto raffinata, aumentando così lo sforzo computazionale richiesto. Una strategia non intrusiva, in termini di modifica della mesh, per tenere conto di queste imperfezioni è stata proposta da *Fayazbakhsh et al.* con il nome di *Defect Layer Method* (DLM). (49) Tale metodo permette di calcolare la percentuale di gap in un elemento mesh e in base a tale percentuale, le proprietà meccaniche del materiale di tale elemento vengono modificate. Al contrario, in caso di sovrapposizione lo spessore aumenta proporzionalmente alla percentuale dell'area di sovrapposizione. (124) Utilizzando DLM, è possibile ottenere risultati accurati senza l'uso di una mesh raffinata. *Nik et al.* hanno dimostrato come una strategia *full-overlap* sia migliore rispetto a una *full-gap* in termini di carico di instabilità e rigidità nel piano quando la si compara con una struttura priva di difetti. (121) La trattazione di (124) si concentra su altri due tipi di difetti: la deviazione dell'angolo della fibra e i disallineamenti del tow. I primi si verificano poiché il software di pianificazione per la deposizione di fibre di solito consente di fare riferimento a curve per definire i singoli percorsi delle fibre. Queste curve guida tendono a corrispondere alla linea centrale delle singole fibre (43) e diverse fibre adiacenti sono orientate verso un'unica curva di riferimento. Quando si considera un fascio di fibra curva, si verifica una deviazione continua dall'angolo desiderato (definito dalla rispettiva curva di riferimento). (121) mostra come

più ampio sia il fascio della fibra, maggiori saranno le variazioni angolari alle estremità del percorso. Pertanto, sorge un problema quando si cerca di trovare un compromesso tra tasso di deposizione e qualità del layup. D'altra parte, i disallineamenti delle fibre sono dovuti principalmente alle caratteristiche cinematiche della macchina AFP e al suo controllo (43; 186). Questi due tipi di difetti sono considerati imperfezioni primarie e portano alle suddette lacune e sovrapposizioni (186). Esistono formulazioni analitiche e numeriche per calcolare le derivate di sensibilità e risposta per quanto riguarda le proprietà meccaniche e geometriche. Ad esempio, *Mateus et al.* hanno calcolato le derivate dell'energia di deformazione e delle frequenze naturali per quanto riguarda gli orientamenti angolari delle fibre e gli spessori dei fasci di fibra. (104) Altri studi eseguono analisi di sensibilità a partire da una configurazione fissa, ovvero orientamenti angolari delle fibre predefinite, calcolando gli indici di sensibilità in modo da conoscere l'influenza delle proprietà di progettazione rispetto al valore desiderato. Alcuni di questi indici sono noti come indici di *Sobol* (158), di cui si trova riscontro in (9; 41; 169).

Tuttavia, queste analisi tendono ad assegnare proprietà omogenee all'interno del compensato. (124) Negli ultimi anni, (147; 176; 177) hanno analizzato come le variazioni del materiale e della geometria, introdotte nei modelli strutturali per mezzo di campi stocastici, influenzino le vibrazioni libere e le prestazioni di instabilità delle strutture aerospaziali. Inoltre, seguendo una metodologia simile, *Pagani e Sanchez-Majano* sono stati in grado di caratterizzare le prestazioni di instabilità considerando i difetti di fabbricazione, come i disallineamenti delle fibre. (123) Per far fronte a ciò viene impiegata la *Carrera Unified Formulation* (CUF), tecnica capace di creare modelli strutturali con diversi livelli di precisione (25; 27) Un primo approccio fu condotto da *Vescovini e Dozio* (181) e *Vescovini et al.* (180), dove vengono combinati il metodo CUF e *Ritz* per l'analisi delle vibrazioni e delle deformazioni e per analizzare rispettivamente il comportamento post-buckling dei laminati VAT. Successivamente, *Demasi et al.* (39; 40), usarono le teorie a zig-zag, *Equivalent Single Layer* (ESL) e *Layer Wise* (LW) per modellare la discretizzazione attraverso lo spessore delle variabili di spostamento per eseguire analisi statiche dimostrando la versatilità di CUF rispetto al software commerciale. (124) Inoltre, *Viglietti et al.* hanno effettuato analisi a vibrazione libera di pannelli VAT utilizzando modelli 1D in cui è stato descritto il comportamento della sezione trasversale utilizzando modelli ESL e LW. (182; 183). In questi articoli emerge chiaramente la notevole riduzione di costo computazionale in termini di numero di gradi di libertà se si usano modelli LW piuttosto che modelli 3D, fornendo, inoltre, soluzioni più accurate. Il disallineamento delle fibre può creare un comportamento statico a rottura delle lamine VAT. (124) È possibile, quindi, analizzare i difetti di produzione abbinando modelli stocastici, che variano spazialmente l'orientamento locale delle fibre, con CUF.

Per simulare il campo di disallineamento delle fibre del percorso per ogni lamina si può usare il metodo *Covariance Matrix Decomposition* (CMD), utilizzando una distribuzione gaussiana con valor medio associato  $\mu$  e deviazione standard  $\sigma$ . Da (124) si nota che il valor medio delle sollecitazioni differisce pochissimo dal valore che si ottiene in caso di struttura priva di difetti, inoltre, l'intervallo di affidabilità considerato (95%), non esacerba la variazione della distribuzione di stress. Per quanto concerne gli indici di rottura, si nota che la lamina inferiore è sottoposta a compressione quando si considerano i disallineamenti delle fibre. Sebbene ci siano delle sollecitazioni tensionali ( $\sigma_{11}$ ), anche il layer superiore della piastra risulta soggetto a compressione. Tali sollecitazioni tensionali hanno valori anomali e non ricadono all'interno dell'intervallo di affidabilità. Si nota, inoltre, che la struttura arriverebbe a rottura a causa della matrice di compressione anziché a causa di quella di tensione. Tale rottura si verifico nello strato superiore del laminato a causa della distribuzione di stress locale dovuto a  $\sigma_{22}$  e  $\sigma_{33}$ , in quanto, il primo risulta un ordine di grandezza superiore al secondo. Gli indici di rottura variano poco e rientrano nell'intervallo di affidabilità. La variazione risulta, tuttavia, ampia in caso di rottura della fibra causate dalle variazioni nel piano portate dalle sollecitazioni. Si fa notare, inoltre, che i risultati proposti da (124) varierebbero proporzionalmente se si utilizzasse un'analisi statistica non lineare. I risultati hanno mostrato una grande variabilità per le sollecitazioni nel piano ( $\sigma_{xx}$  e  $\sigma_{yy}$ ), mentre  $\sigma_{xy}$  e le sollecitazioni fuori dal piano non presentavano variazioni così grandi. Infine, per quanto riguarda la distribuzione della delaminazione, si nota che essa è principalmente dominata dalle sollecitazioni di taglio poiché la sollecitazione normale non contribuisce all'insorgenza della delaminazione a causa del suo carattere compressivo. Come osservazione generale, l'analisi stocastica ha dimostrato che la forza di delaminazione delle strutture composite VAT è meno influenzata dal disallineamento delle fibre rispetto ad altri meccanismi di rottura.

## 2.5 | Definizione del *tow path* e sue limitazioni

Solitamente il percorso seguito dalle fibre avviene tramite due metodi (88; 168):

- Metodo parallelo
- Metodo shifting

Il primo è il metodo matematico più ovvio che non implica gaps tra i vari percorsi, garantendo uno spessore dello strato costante. Tuttavia, non è un metodo usualmente utilizzato in quanto risulta molto difficile realizzare una piastra con una grande rigidità. (81)



Figura 2.15: Definizione del percorso delle fibre: a) metodo parallelo, b) metodo shifting

Il secondo metodo è più efficiente per poter ottenere una piastra rigida utilizzando una disposizione variabile delle fibre. In questo caso, però, la larghezza del tow dipende dalla testa dell'applicatore. In particolare, la rotazione della testa porta inevitabilmente a un riallineamento del tow all'interno di uno strato parallelo alla linea di mezzzeria del percorso seguito, il che, crea sovrapposizioni e gaps tra strati adiacenti. (88; 168) I diversi metodi usualmente usati per far fronte a questo problema (staggering, tow overlap, tow drop) (88; 168) non fanno fronte a configurazioni del percorso in cui la resina non copre ampie aree dello stesso.

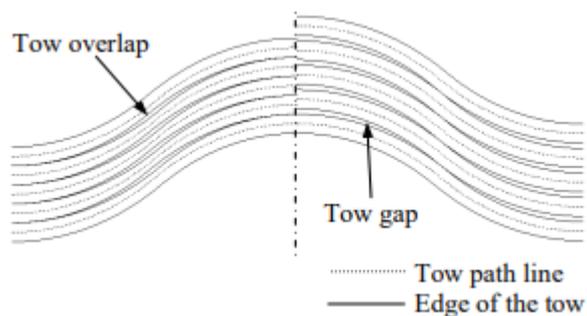


Figura 2.16: Difetti del metodo shifting: creazione di aree vuote e di sovrapposizioni

Man mano che la curvatura del percorso aumenta, aumentano anche i gaps e le sovrapposizioni. Qualora si usasse il metodo parallelo, dove, in alcune aree l'orientamento delle fibre è dritto, ogni tow in quell'area risulterebbe sovrapposto per coprire il gap attorno al percorso curvo. In caso contrario si originerebbe un'area vuota localizzata e irregolarità della distribuzione dello spessore, che di conseguenza provoca un'altra discrepanza con la soluzione analitica.

A causa di questa non uniformità dell'orientamento della fibra e distribuzione dello spessore, è necessario l'uso di un complesso programma agli elementi finiti che prende

in considerazione tutte le imperfezioni per l'accuratezza dell'analisi strutturale.

## 2.6 | Posizionamento della fibra

Seguendo il percorso effettuato da (81), il posizionamento dei tows può avvenire secondo due tecniche a seconda della natura dei tow:

- Tape placement
- Dry tow placement

Generalmente il posizionamento automatico della fibra (AFP) utilizza un pre-impregnato chiamato towpreg o slittape.

### 2.6.1 | Tape placement

Con la tecnica di posizionamento dei tow usando il *tape placement*, poiché la larghezza del preimpregnato non può essere facilmente cambiata, si dovrebbero utilizzare tecniche di tow drop o di sovrapposizione per evitare un significativo cambiamento di spessore e coprire l'area ricca di resina. (81)

Il tow drop introduce molte discontinuità della fibra che possono influenzare le prestazioni meccaniche. Inoltre, quando il taglio dello strato posato dal rullo perde tensione, si possono produrre percorsi geodetici indesiderati. (21) In molti casi, si effettuano più passate contemporaneamente per migliorare la produttività. (19; 21)

Tutti questi problemi sono causati dal metodo shifting. Gli effetti negativi di questi difetti erano già stati dimostrati attraverso alcuni esperimenti, i quali, hanno dimostrato come la resistenza strutturale del pannello a rigidità variabile con tow drop fosse considerevolmente inferiore a quella con tow overlap sebbene la rigidità specifica strutturale fosse simile. (194) Inoltre, si osserva che anche la resistenza al taglio nel piano diminuisce significativamente quando è presente una sovrapposizione lungo la direzione perpendicolare alla direzione di carico. (21)

### 2.6.2 | Dry tow placement

Alcuni ricercatori hanno tentato di superare gli svantaggi della tecnica di posizionamento a nastro utilizzando il *dry tow* in quanto molto più facile da piegare o tranciare (50; 190). Il vantaggio di questo metodo è che la preforma finita può essere mantenuta a temperatura ambiente con una durata di conservazione illimitata. Inoltre, i dry tow e la

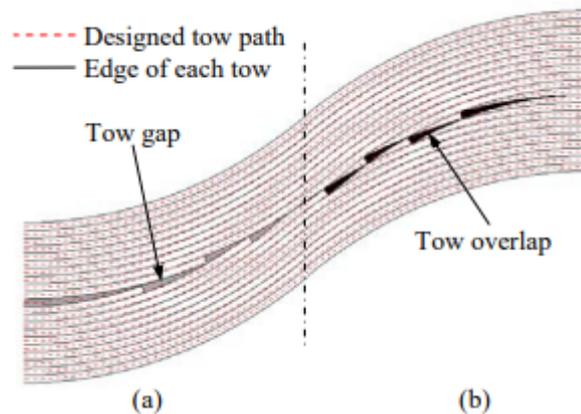


Figura 2.17: Disposizione fibre con una AFP: a) tow drop, b) tow overlaps

resina acquistati singolarmente sono significativamente più economici rispetto ai prodotti towpreg o allo slittape. Sebbene il metodo di posizionamento con dry tow possa introdurre una discrepanza tra percorsi di fibre progettati e reali come illustrato in figura 2.16, quest'ultima può essere mitigata con un riposizionamento delle fibre all'interno dei dry tow. (81)

Tuttavia, la maggiore flessibilità di progettazione causa altri tipi di difetti indotti dal processo che sono molto diversi da quelli delle tecniche di posizionamento del nastro oltre ai difetti locali indotti dalla deformazione della flessione nel piano precedentemente menzionata. Poiché il dry tow non risulta "appiccicoso", non può essere posato senza un adeguato metodo di fissaggio. Il metodo più utilizzato è una tecnica di ricamo in cui la testa di cucitura a controllo numerico cuce i tows con qualsiasi tipo di filo per tenere insieme la forma sull'infrastruttura di backup (50; 190). Viene generalmente utilizzato un feltro di backup aggiuntivo per rinforzare l'infrastruttura di backup. Inoltre, viene infuso un film di resina (RFI) per impregnare la preforma.

La figura 2.18 mostra la deformazione ideale del tow quando si presume che il fissaggio avvenga perfettamente. Anche in questo caso, la deformazione locale delle fibre all'interno del percorso di curvo è indotta dalla deformazione di flessione nel piano.

Tuttavia, la deformazione reale del tow introduce tipologie di difetti indotti dal processo più complessi, come mostrato in figura 2.19 (81)

Poiché il tessuto può essere rugoso se la tensione del filo di cucitura è troppo alta e la morbidezza del feltro di backup consente al filato di spostarsi verso l'alto, i tow posati non possono essere fissati saldamente sul substrato. Inoltre, la testa della deve tirare il tow applicando una certa tensione. Questa forza fa sì che il tow posato si muo-

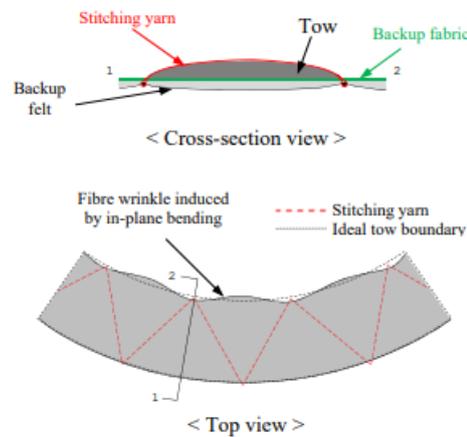


Figura 2.18: Deformazione ideale del tow durante il processo di ricamo

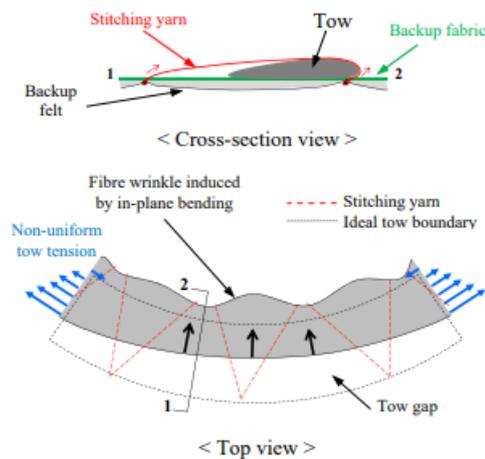


Figura 2.19: Deformazione reale del tow durante il processo di ricamo

va verso l'origine della curvatura sotto l'influenza della scioltezza del filato di cucitura, che aumenta l'intensità di buckling delle fibre all'interno del percorso e allarga significativamente l'area del gap al di fuori del percorso. In figura 2.20, possiamo notare i difetti indotti dal processo: i segni mostrano i punti di cucitura lungo il limite esterno del percorso curvo. Sebbene la posizione della testa sia controllata numericamente, i punti di cucitura sono irregolari. La caratteristica intrinseca della macchina da ricamo è che l'angolo di rotazione e la posizione nel piano del tow posato sono controllati separatamente dall'unità principale situata nella parte superiore della macchina e dal tavolo che si muove a zigzag. All'aumentare della velocità del processo, la precisione di cucitura diminuisce a causa dell'inerzia e delle vibrazioni del tavolo, che causano cuciture

irregolari. (81)

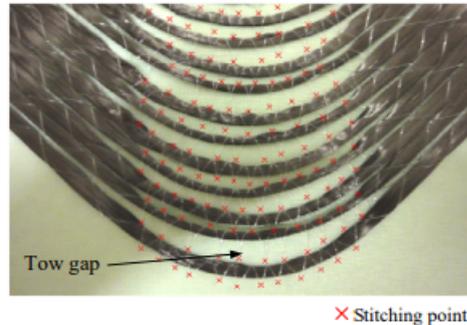


Figura 2.20: Processo di cucitura

### 2.6.3 | Tow shear deformation placement

Nelle tecniche convenzionali, i difetti nascono a causa della deformazione del tow a flessione, per evitare ciò si è proposto un ulteriore metodo di posa dei tow attraverso deformazione a taglio. La figura 2.21 mostra il confronto tra il metodo di posa del tow con deformazione a taglio rispetto a quello convenzionale. Come mostrato nella figura 2.21 (a), la deformazione locale delle fibre può essere evitata tagliando continuamente il tow. Inoltre, poiché tutte le fibre seguono esattamente il percorso progettato, è possibile evitare anche i difetti indotti dal processo come i gap e la sovrapposizione. Un altro grande vantaggio di questo metodo è che non vi è alcuna limitazione della curvatura della traiettoria del tow, che consente di migliorare enormemente la flessibilità di progettazione. L'unica preoccupazione è la variazione di spessore. Poiché ogni fibra non può essere tranciata e la larghezza del tow lungo la direzione parallela alla sezione trasversale della fibra deve essere più piccola, le fibre devono essere riorganizzate in base all'angolo di taglio. Per far ciò occorre usare dry tow anziché un preimpregnato, in quanto le prime sono facilmente riorganizzate essendo ogni fibra debolmente legata insieme a una piccola quantità di materiale come, ad esempio, resina epossidica e il poliuretano. (81)

I difetti nati dal processo con deformazione a flessione nel piano, quali la distribuzione irregolare dello spessore, i gaps, le sovrapposizioni delle fibre e il disallineamento delle stesse (fig. 2.22 ), possono essere risolti con il metodo che introduce deformazione a taglio nel piano usando dry tow. (81)

La figura 2.23 è esplicativa di quanto detto, dove risulta chiaro che ogni traiettoria della fibra segue il percorso dei tow senza indurre i difetti precedentemente esposti.

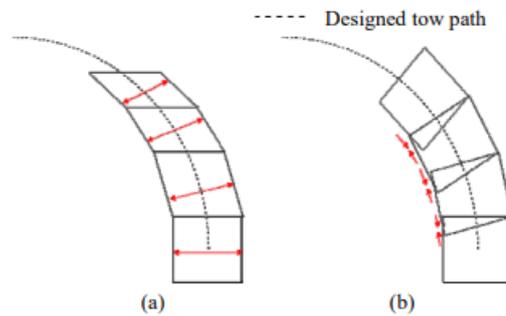


Figura 2.21: Confronto tra deformazione del tow a taglio (a) e a flessione (b)



Figura 2.22: Visualizzazione dei difetti

Sebbene la variazione di spessore in base alla deformazione di taglio sia inevitabile, l'uniformità dello spessore può essere superiore a quello che si avrebbe dal metodo convenzionale che utilizza il processo di tow drop.



Figura 2.23: Miglioramento dei difetti

## 2.7 | Tecniche di produzione dei materiali compositi

Le tecniche di produzione automatizzata per compositi si dividono in: L'Automated Fibre Placement (AFP) fa parte di una famiglia di tecniche di produzione, che si riferiscono alla posa precisa di nastri in fibra continua per la produzione di prodotti compositi mul-

tistrato, in genere con una resistenza significativa.

Queste tecniche includono:

- Avvolgimento del filamento (FW) – la fabbricazione di prodotti utilizzando un singolo nastro stretto (di solito tra 3 e 13 mm). Tipicamente utilizzato per la produzione di tubi, serbatoi e pozzi
- Posa automatica del nastro (ATL) – fabbricazione di prodotti che utilizzano tipicamente un singolo nastro largo (fino a 300 mm). Tipicamente utilizzato per la produzione di parti di grandi dimensioni, come le pelli delle ali degli aerei
- Posizionamento automatico delle fibre (AFP) – fabbricazione di prodotti utilizzando più nastri stretti (di solito tra 3 e 13 mm). L'uso di più nastri consente geometrie di layup più complesse rispetto all'ATL.
- *Continuous Tow Shearing* (CTS)

### 2.7.1 | Filament Winding

L'avvolgimento del filamento è una tecnica di fabbricazione utilizzata principalmente per la produzione di strutture aperte (cilindri) o chiuse (recipienti a pressione o serbatoi). Questo processo prevede l'avvolgimento di filamenti sotto tensione su un mandrino rotante. Il mandrino ruota attorno all'albero (Asse 1 o X: Mandrino) mentre un *delivery eye* su un carrello (Asse 2 o Y: Orizzontale) si muove orizzontalmente in linea con l'asse del mandrino rotante, posando le fibre nello schema o nell'angolo desiderato rispetto all'asse di rotazione.

In figure 2.24 viene raffigurata una rappresentazione di una macchina FW.

#### ■ Tipologie di utilizzo

Vi sono due tipologie di utilizzo di questo processo: umido o secco.

Nel metodo ad umido, la fibra raccoglie la resina a bassa viscosità passando da una vasca di impregnazione (come avviene con la pultrusione); Una volta che il mandrino è completamente coperto dallo spessore desiderato, la resina viene polimerizzata.

Il metodo a secco invece prevede l'utilizzo di filamenti preimpregnati. In seguito alla lavorazione ed all'indurimento del prodotto, lo stampo interno viene rimosso dando origine al prodotto finito cavo. In questo processo di produttivo possono

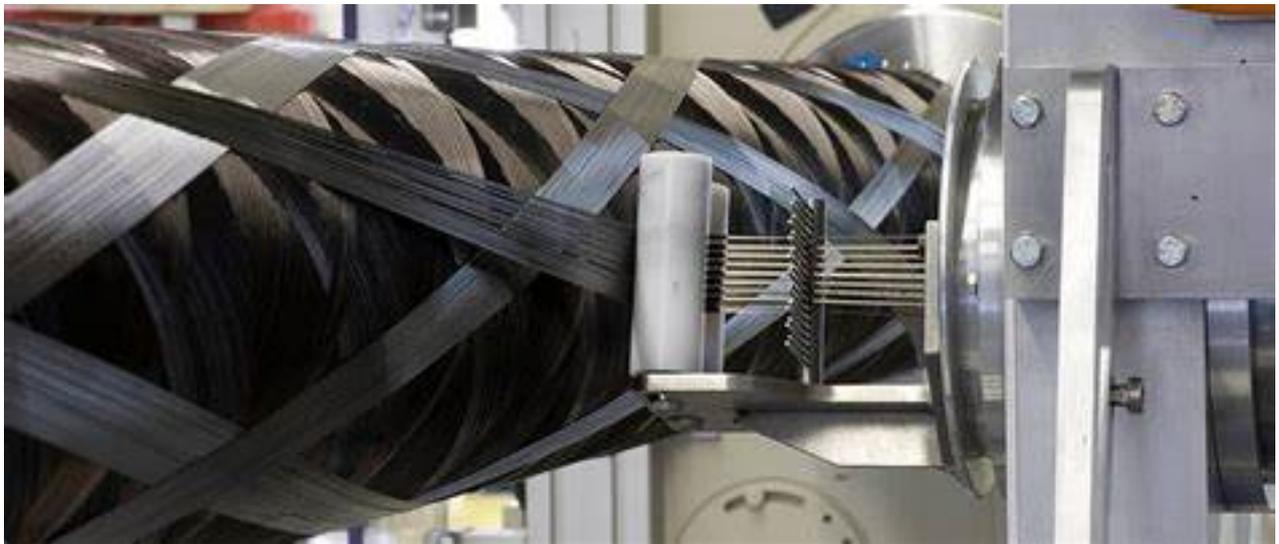


Figura 2.24: Rappresentazione di una macchina FW.

essere utilizzati differenti tipi di resine, a seconda della destinazione d'uso del prodotto finito. Il risultato della lavorazione, è un manufatto prodotto a costo contenuto, con un'elevata rigidità strutturale.

Solo la superficie interna sarà liscia a meno che non venga eseguita un'operazione secondaria sulla superficie esterna. Il componente viene normalmente polimerizzato ad alta temperatura prima di rimuovere il mandrino. Le operazioni di finitura come la lavorazione o la rettifica non sono normalmente necessarie.

#### ■ Variabili

Le variabili controllate per l'avvolgimento sono il tipo di fibra, il contenuto di resina, l'angolo del vento e la larghezza e lo spessore del fascio di fibre. L'angolo con cui la fibra è avvolta ha un effetto sulle proprietà del prodotto finale: un angolo grande fornirà una forza circonferenziale, mentre modelli angolari più bassi (polari o elicoidali) forniranno una maggiore resistenza alla trazione longitudinale / assiale.

#### ■ Classificazione delle macchine in base al numero di assi

Le macchine avvolgitrici più semplici hanno due assi di movimento, la rotazione del mandrino e la corsa del carrello (di solito orizzontale). Le macchine a due assi sono più adatte alla produzione di tubi. Per i recipienti a pressione come i contenitori GPL o CNG, ad esempio, è normale avere una macchina avvolgitrice

a quattro assi. Una macchina a quattro assi ha inoltre un asse radiale (cross-feed) perpendicolare alla corsa del carrello e una testina di fuoriuscita della fibra rotante montata sull'asse di alimentazione trasversale. La rotazione della testina può essere utilizzata per arrestare la torsione della matassa di fibre e quindi variare di larghezza durante l'avvolgimento.

Le macchine con più di quattro assi possono essere utilizzate per applicazioni avanzate, le avvolgitrici a sei assi di solito hanno 3 assi lineari e 3 assi di rotazione. Le macchine con più di 2 assi di movimento posseggono un controllo numerico computerizzato. Le macchine avvolgitrici a filamento controllate da computer richiedono l'uso di software per generare i modelli di avvolgimento e i percorsi della macchina, tale software può normalmente essere fornito dai produttori di macchine avvolgitrici di filamenti o utilizzando prodotti indipendenti.

#### ■ Caratteristiche

1. FW utilizza una lunghezza continua di filo di fibra chiamato *Direct Single end Roving* oppure nastro.
2. Si traduce in un involucro di materiali con un elevato rapporto resistenza-peso grazie all'alta percentuale di vetro nella matrice composita (70-80%)
3. I modelli possono essere longitudinali, circolari, elicoidali o polari
4. Per lo più richiede la polimerizzazione termica dei pezzi
5. Alto costo di implementazione
6. Fibre orientabili
7. Velocità di produzione elevata
8. Elevata rigidità strutturale

#### ■ Processi di avvolgimento

I processi di avvolgimento del filamento possono essere di tipo continuo o discontinuo.

I processi di avvolgimento continuo vengono utilizzati per produrre tubi a bassa pressione, di diametro da piccolo a molto grande, continuamente su un mandrino formato da una banda infinita (comunemente noto come processo di Drostholm). I tubi fabbricati attraverso questo processo sono utilizzati principalmente per le reti di trasmissione / distribuzione (acqua, acque reflue, etc). Le macchine avvolgitrici a filamento continuo sono solitamente macchine a 2 assi in grado di posare fibra,

tessuto in fibra di vetro etc in un modello a cerchio continuo. Queste macchine sono solitamente dotate di motori chopper multipli (per impartire il posizionamento multidirezionale della fibra sulla parte) e tramogge di sabbia (per far cadere sabbia sulla parte e impartire un nucleo strutturalmente rinforzato).

Il processo di avvolgimento discontinuo vengono utilizzati per produrre parti ad alta pressione, tubi, recipienti a pressione e componenti complessi. La macchina multiasse viene utilizzata per personalizzare l'angolo di posa per la matassa in fibra di vetro.

#### ■ Materiali

La fibra di vetro è la fibra più frequentemente utilizzata per l'avvolgimento dei filamenti, vengono utilizzate anche fibre di carbonio e aramide o fibre di boro. La maggior parte delle strutture aerospaziali critiche ad alta resistenza sono prodotte con resine epossidiche o poliuretatiche, o poliesteri più economici specifici per la maggior parte delle altre applicazioni. La possibilità di utilizzare il rinforzo continuo senza rotture o giunzioni è un netto vantaggio, così come l'elevata frazione volumetrica di fibre ottenibile, circa dal 60% all'80%.

#### ■ Applicazioni

L'avvolgimento del filamento è adatto all'automazione e ci sono molte applicazioni, come tubi e piccoli recipienti a pressione che vengono avvolti e polimerizzati senza alcun intervento umano. I prodotti attualmente in produzione utilizzando questa tecnica vanno da tubi, mazze da golf, alloggiamenti a membrana ad osmosi inversa, remi, cerchi per biciclette, pali di potenza e trasmissione, recipienti a pressione, involucri per missili, fusoliere per aerei, lampioni e longheroni per yacht.

### 2.7.2 | Posa automatica del nastro

La posa automatica del nastro (ATL) è una delle tecniche di produzione automatizzata più consolidate per i compositi. Ampi nastri unidirezionali vengono posati su uno stampo utilizzando un sistema a rulli caricati con vari gradi di articolazione, a seconda della complessità del pezzo in produzione. ATL replica essenzialmente la deposizione manuale del nastro UD, ma può farlo a velocità più elevate, su parti più grandi e con un maggiore controllo del processo. Sebbene non sia necessariamente una tecnica di posizionamento delle fibre, i moderni sistemi ATL hanno un controllo preciso dell'avvio,

del taglio e dell'orientamento del nastro, consentendo loro di aggiungere rinforzi più complessi rispetto alla semplice aggiunta di strati aggiuntivi al laminato.

Questo processo è ampiamente utilizzato per parti di grandi dimensioni che hanno una bassa curvatura. I fogli possono essere realizzati in prepreg o tessuto. A differenza del processo AFP, mediante la posa del nastro, è possibile utilizzare non solo patch o pezzi rettangolari, ma anche forme personalizzate tra cui pezzi curvi o eventuali forme irregolari. Controllando la forma, è possibile ottenere laminati continui senza spazi vuoti e sovrapposizioni nella struttura.

Quando il processo di posa dei fogli sullo stampo viene eseguito manualmente, il metodo di produzione è chiamato layup manuale. Il processo di layup manuale può essere considerato come semiautomatico perché è possibile tagliare il prepreg nella forma richiesta utilizzando una fresa automatica. Il limite del processo di layup manuale è che la velocità e la qualità del processo di posa stesso dipendono fortemente dalle abilità del lavoratore. Inoltre, il processo è difficilmente ripetibile, il che può essere migliorato dall'automazione.

Il processo di posa automatica del nastro (ATL) è molto simile al metodo di layup manuale con la differenza che il processo di posa del preimpregnato in ATL viene eseguito automaticamente da una testa controllata roboticamente. Questo metodo di produzione è vantaggioso rispetto agli altri a causa dei suoi eccellenti tassi di layup del materiale.

I fogli di prepreg vengono posizionati sugli utensili e quindi la parte viene polimerizzata. Le larghezze del nastro utilizzate in ATL sono solitamente 75, 150 e 300 mm. La lunghezza viene regolata automaticamente a seconda di come viene programmato il processo. Nella tecnologia ATL vengono utilizzati tre metodi di consegna dei materiali: *single-phase*, *two-phase* e *dual-phase*.

Nella tecnologia monofase, che viene utilizzata principalmente nel processo ATL, un rotolo di materiale del nastro preimpregnato viene caricato su una testa automatizzata che taglia i pezzi a forma e dimensione (lunghezza) e vengono posizionati sulla superficie dell'utensile con pressione di compattazione. La forma convenzionale dei prepreg nel metodo *single-phase* è rettangolare ed è soggetta a inevitabili lacune e sovrapposizioni.

Nella tecnologia *two-phase* il materiale viene tagliato e modellato su una macchina da taglio offline. I pezzi di nastro pretagliato vengono caricate in una testina e quindi applicate sullo stampo.

La combinazione dei due metodi sopra esposti da origine al metodo *dual-phase*. Le più recenti macchine ATL *dual-phase*, come *Forest-Line ATLAS*, sono in grado di lavorare

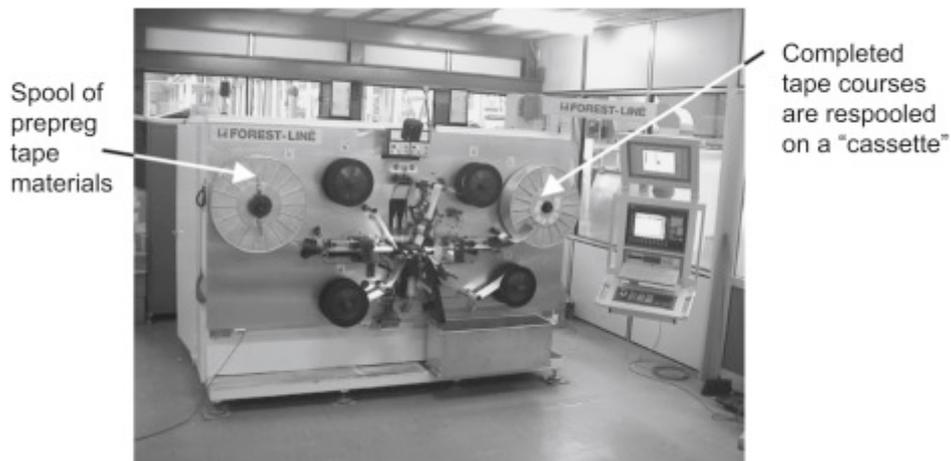


Figura 2.25: Sistema ATL di taglio del nastro offline two-phase (Forest-Line "ACCESS" cutting machine)

con specifici pezzi di preimpregnato irregolari per la posa di parti complesse a doppia curvatura.

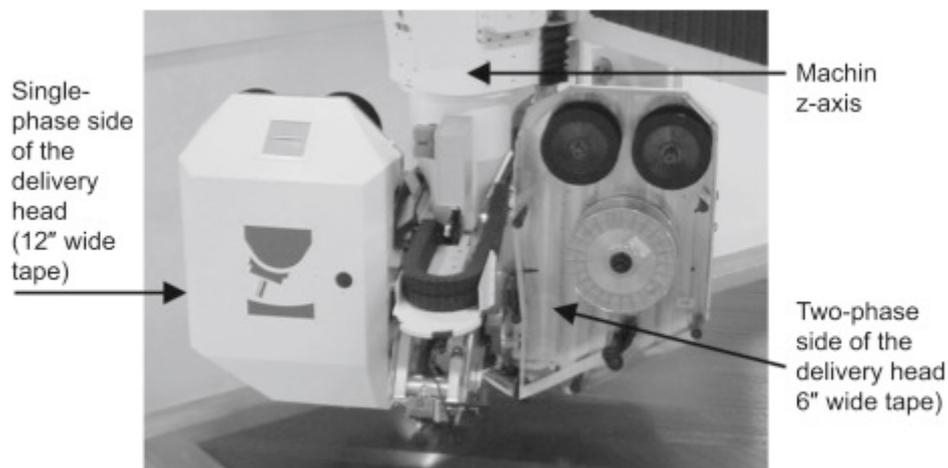


Figura 2.26: ATL dual-phase. Forest-Line ATLAS

Questo processo in due fasi riduce notevolmente gli scarti e, quindi, i costi dei materiali. Inoltre, il tempo di layup e il fabbisogno di manodopera sono ridotti. Una limitazione in alcuni casi è il fatto che le fibre non sono in grado di essere guidate, il che significa che l'orientamento della fibra segue il percorso geodetico. Utilizzando il

processo di posa del nastro bifase o layup manuale, è possibile evitare spazi vuoti e sovrapposizioni tagliando il preimpregnato in pezzi con la giusta forma.

### 2.7.3 | Posizionamento automatico delle fibre

Mentre il processo ATL si riferisce in genere all'applicazione di un singolo nastro largo per creare un prodotto, i sistemi AFP hanno un maggiore controllo su come e dove posare più nastri stretti. Poiché AFP utilizza più nastri, sono più facilmente "orientabili" e possono essere aggiunti o rimossi singolarmente. Una macchina AFP può coprire una superficie contenente un grado di curvatura più elevato rispetto all'ATL. Tuttavia, i moderni sistemi ATL ora hanno un migliore controllo dell'avvio, del taglio e dell'orientamento del nastro. Pertanto, le distinzioni tra le tecniche AFP e ATL non sono così chiare come in passato.

Mentre AFP si muove verso un maggiore uso di nastri termoplastici, le modifiche alle apparecchiature negli ultimi anni hanno visto l'emergere di tecnologie migliorate come il riscaldamento in situ e il consolidamento del nastro tramite tecnologia laser o infrarossa.

Poiché i materiali utilizzati da AFP offrono un peso più leggero con una resistenza equivalente o maggiore rispetto ai metalli, vengono sempre più utilizzati nel settore aerospaziale e nei settori industriali specializzati come il petrolio e il gas.

Originariamente, i termoindurenti (tipicamente epossidici) venivano utilizzati esclusivamente come matrice polimerica per legare insieme le fibre durante il processo di produzione. Ci sono molti vantaggi nell'utilizzo di termoinduriti, che includono:

- Fibre più facili da impregnare (liquido)
- Meno problemi di compatibilità tra polimero e fibra
- Adesione superiore alle fibre (specialmente per le epossidi), vernici e altri materiali
- Maggiore resistenza termica

Tuttavia, negli ultimi anni i termoinduriti vengono sostituiti dai termoplastici (tipicamente PA6, PP, ecc.) per i seguenti motivi:

- Efficacia dei costi
- Maggiore tenacità agli urti
- Migliore resistenza alla corrosione

- Flessibilità di progettazione
- Tempi di ciclo tipicamente più rapidi
- Movimentazione più sicura delle materie prime
- Stoccaggio a lungo termine delle materie prime
- Migliore controllo della chimica
- Migliore riciclabilità

Sebbene i sistemi AFP siano solitamente personalizzati per la particolare applicazione, sono tutti costituiti dai seguenti componenti:

- Testa con rullo di compattazione
- Sistema di alimentazione nastro
- Meccanismo robotico che tiene la testa
- Interfaccia uomo-macchina.

Le macchine AFP posano una striscia costituita da diversi nastri preimpregnati stretti individualmente (in genere da 3 mm a 13 mm di larghezza) tramite una testa di posa del nastro per costruire il prodotto. I nastri vengono immessi nella testina tramite il sistema di alimentazione del nastro, che contiene più bobine o bobine contenenti il nastro. Queste bobine in genere contengono circa 1000 m di nastro. Questi nastri sono posati con precisione da macchine AFP secondo un programma informatico, che è stato definito per dare al prodotto finale l'allineamento ottimale delle fibre in base ai carichi operativi previsti del pezzo in lavorazione. La testa di posa del nastro è collegata a un robot, che guida la testa nella posizione corretta durante il processo.

La figura 2.28 mostra chiaramente i componenti di una macchina AFP e la loro ubicazione.

Rispetto ad altri metodi di fabbricazione compositi ci sono una serie di vantaggi e svantaggi chiave dell'utilizzo di AFP. Questi includono rispettivamente:

- Automazione
- Ripetibilità della produzione
- Basso spreco di materiale



Figura 2.27: Macchina AFP

- Velocità di costruzione relativamente lenta
- Restrizioni delle dimensioni e della forma della parte
- Costo delle apparecchiature di elaborazione

Inoltre, mentre la testa segue un percorso definito, il rullo di compattazione gommoso preme e lega il nastro a fessura sulla superficie dello stampo.

La figura 2.29 mostra alcuni prototipi della testina CTS; nella figura sono visibili anche alcuni componenti della macchina CTS.

Tuttavia, i difetti indotti dal processo come le grinze locali delle fibre, gaps e discontinuità delle fibre sono problemi che devono essere affrontati in modo da garantire l'affidabilità strutturale dei prodotti. La testina AFP convenzionale, che ruota, mantenendo l'asse del rullo di compattazione perpendicolare alla linea tangente del percorso di riferimento, posa il materiale utilizzando la deformazione di flessione nel piano, cau-

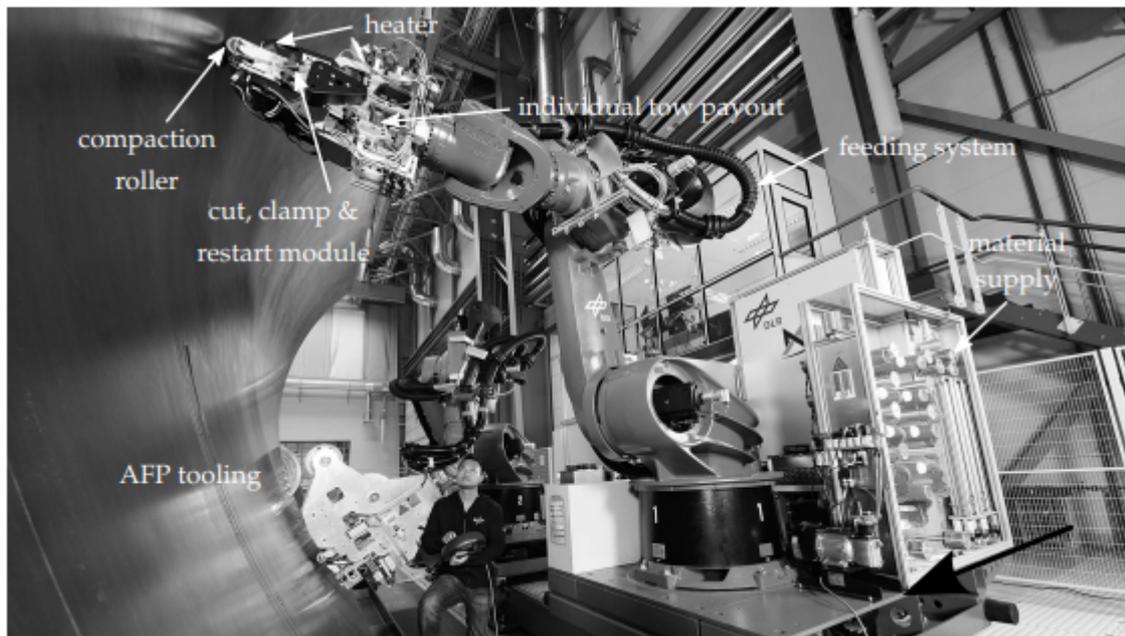


Figura 2.28: Componenti di una macchina AFP e la loro ubicazione. (63)

serà rispettivamente la deformazione e il raddrizzamento delle fibre lungo l'interno e l'esterno del percorso curvo.

Tali difetti derivano dal fatto che la lunghezza di ciascuna fibra all'interno del materiale è diversa a seconda della sua distanza dal percorso di riferimento (81). È possibile utilizzare una semplice notazione per la variazione lineare dell'angolo delle fibre, in modo da rappresentare i percorsi dei tows di riferimento seguendo il metodo di spostamento (18; 122).

$$\phi_{\pm} < T_0 | T_1 > \quad (2.1)$$

Nell'AFP convenzionale, i difetti sono causati principalmente dalla deformazione della flessione nel piano del tow. Come mostrato in figura 2.30, poiché la testa AFP segue il percorso curvo ruotando il suo asse verticale, le fibre all'interno e all'esterno del percorso di riferimento inevitabilmente si piegano e si allungano.

La continua spinta verso tassi di deposizione più rapidi, lo sviluppo di nuove combinazioni di materiali e la pressione al ribasso sui costi significa che AFP continuerà ad evolversi nei prossimi anni. Si prevede che i materiali termoplastici continueranno a sostituire i termoindurente come matrice polimerica preferita. Anche le dimensioni delle teste con i rulli di compattazione si ridurranno consentendo una maggiore diversità di prodotti.

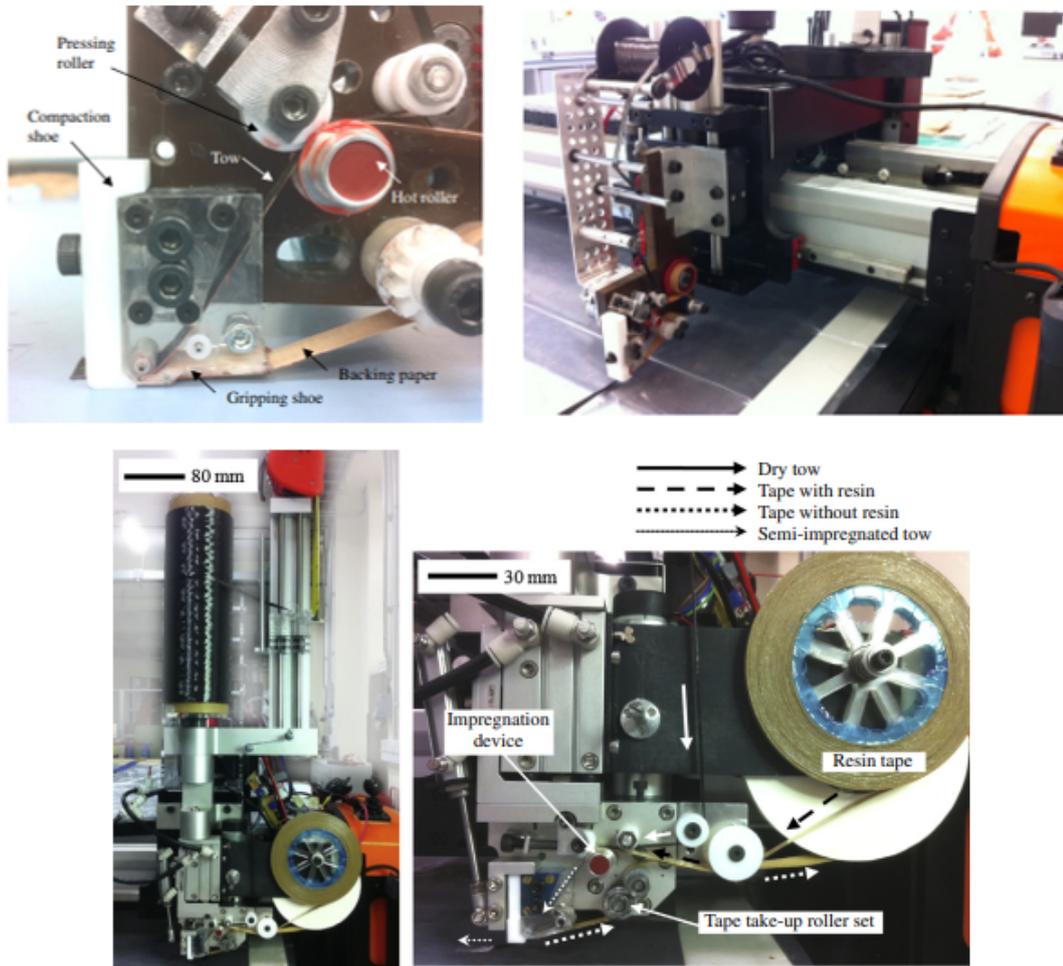


Figura 2.29: Prototipi di testina di una macchina TCS. (82; 83)

### 2.7.4 | *Continuous Tow Shearing (CTS)*

Tra le altre tecniche di deposizione, accanto a AFP, troviamo il *Continuous Tow Shearing (CTS)* che utilizza la tecnica di taglio utilizzando *dry tow*. Questo metodo è stato sviluppato dall'università di *Bristol* per ridurre significativamente i difetti indotti dalla produzione della parte quali l'increspatura delle fibre, buckling delle stesse, la presenza di aree ricche di resina e la discontinuità e il raddrizzamento delle fibre. Per far ciò si utilizza una deformazione a taglio nel piano dei *dry tows*.

Come mostrato in figura 2.31b, la deformazione e il raddrizzamento delle fibre locali possono essere evitati tagliando continuamente il tow.

Inoltre, soprattutto quando i percorsi seguono il metodo di spostamento, è possibile

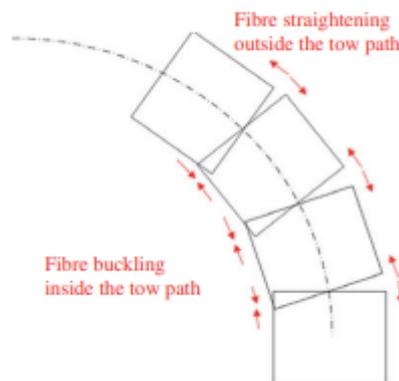


Figura 2.30: Deformazione del tow (82)

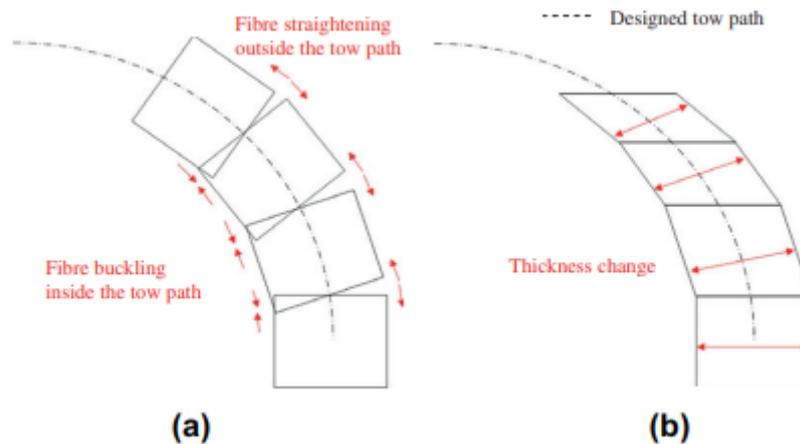


Figura 2.31: Differenza di deformazione del tow: a) AFP convenzionale e b) CTS (Continuous Tow Shearing). (82)

evitare anche difetti indotti dal processo come gaps e sovrapposizione delle fibre poiché tutte le fibre possono essere spostate lungo la direzione di spostamento e seguire esattamente il percorso progettato, come mostrato in figura 2.32c

Una delle caratteristiche innovative di CTS è l'utilizzo di materiale ibrido avente una buona qualità di impregnazione del nastro a fessura e la flessibilità dei dry tow. Il materiale preimpregnato (nastro a fessura) comunemente usato per il processo AFP convenzionale non può essere facilmente tranciato perché le fibre sono vincolate da una matrice di resina altamente viscosa. Anche se venisse tranciato ad alta temperatura, si avrebbero molte increspature della fibra (89). Sebbene sia meglio utilizzare il dry tow senza impregnazione (per tagliare adeguatamente il tow), questo deve essere impre-

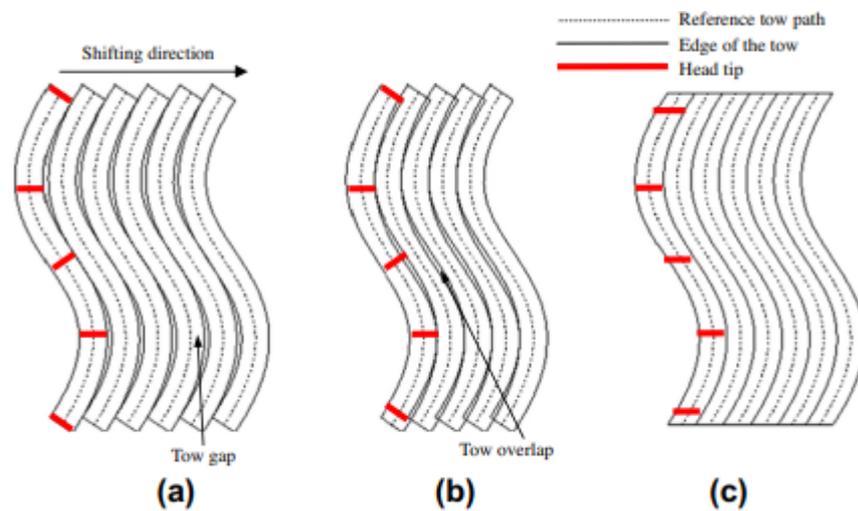


Figura 2.32: Differenza tra la disposizione del tow e la rotazione della testa: a) AFP convenzionale (tow gap), b) AFP convenzionale (sovrapposizione del tow) e c) CTS. (82)

gnato sufficientemente per evitare la scissione delle fibre quando l'elemento di compattazione si sposta sul materiale. La superficie superiore del tow semi-impregnato viene mantenuta asciutta perché l'elemento di compattazione deve muoversi su di essa senza causare danni alle fibre. Man mano che il materiale viene tranciato, ogni fibra tende a riallinearsi causando uno slittamento tra ciascuna fibra, che produce alcuni rigonfiamenti nella direzione fuori dal piano e ispessimento del tow perché la larghezza della sezione trasversale perpendicolare alla direzione della fibra deve diminuire. Se l'angolo di taglio aumenta sufficientemente da rendere le fibre densamente impaccettate, il tow tranciato tende a piegarsi piuttosto che essere tagliato, favorendo la rotazione del tow. Nel caso di dry tow e semi-impregnati, (82) dimostra come applicando un carico di compressione sulla superficie superiore, e spingendo la fibra rigonfia nello spazio tra le altre fibre, le increspature della fibra possono essere ridotte al minimo. Tuttavia, poiché il nastro a fessura tende a piegarsi in modalità di taglio a causa della sua viscosità relativamente elevata della matrice di resina, come mostrato in figura 2.33c, le fibre non possono riorganizzarsi facilmente.

La possibilità di "stirare" le fibre lungo un percorso curvilineo è fortemente dipendente dalla larghezza del nastro di matassa depositato: maggiore la larghezza del nastro, minore sarà la possibilità di "stirare" le matasse di fibre lungo un percorso curvilineo. (117) Descrivere il percorso dei tow con una semplice notazione è importante in termini di produzione. Lo svantaggio della variazione lineare dell'angolo delle fi-

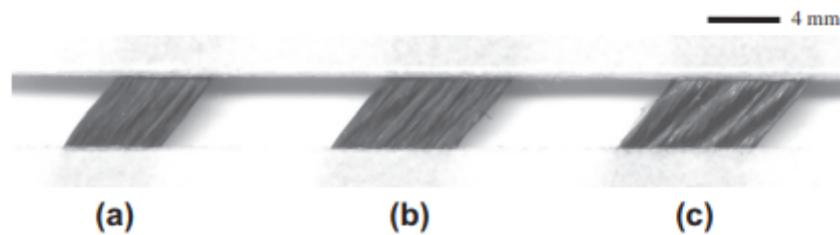


Figura 2.33: Materiali tranciati: a) tow secco, b) tow semi impregnati e c) slittape. (82)

bre è che non è possibile disegnare un percorso senza un calcolo matematico. Per far ciò si può utilizzare la curva di *Bezier* quadratica a pezzi. La curva B-spline è stata utilizzata per definire il percorso di tow (67). Tuttavia, i punti di controllo della B-spline con ordine elevato non forniscono informazioni di connettività intuitive per disegnare il percorso di tow. D'altra parte, una curva di *Bezier* è una curva parametrica utilizzata frequentemente in computer grafica per modellare una curva liscia, che è definita dal suo ordine e da un insieme di punti di controllo (48). L'espressione analitica della B-Spline può essere analizzata in (82)

- Eliminazione dei gaps e delle sovrapposizioni

Come mostrato in figura 2.34a, la tecnica AFP convenzionale taglia i singoli tow per prevenire le sovrapposizioni delle fibre (metodo di tow drop), poiché più tows posati contemporaneamente dovrebbero essere paralleli ai percorsi di riferimento, nascono molte discontinuità delle fibre e gaps. Inoltre, si verifica una discrepanza inevitabile tra l'angolo della fibra reale e quello progettato. (82) Tuttavia, quando si utilizza la tecnica CTS, questi difetti possono essere eliminati perché ogni fibra può seguire il percorso della fibra progettato senza sovrapposizioni, come mostrato in figura 2.34b. Pertanto, ci si può aspettare che la tecnica CTS migliori significativamente la resistenza strutturale dei compositi VAT.

- Variazione dello spessore

Il meccanismo chiave del CTS è la deformazione a taglio nel piano del materiale pre-impregnato che costituisce i tows (82). Quando il materiale pre-impregnato con una quantità di resina costante viene tranciato, lo spessore del tow aumenta. La variazione di spessore dovuta al taglio del tow è direttamente correlata all'angolo di taglio, che può essere calcolato utilizzando una semplice espressione assumendo che non vi sia alcuna variazione di volume del tow prima e dopo la deformazione a taglio come mostrato in figura 2.35. (82)

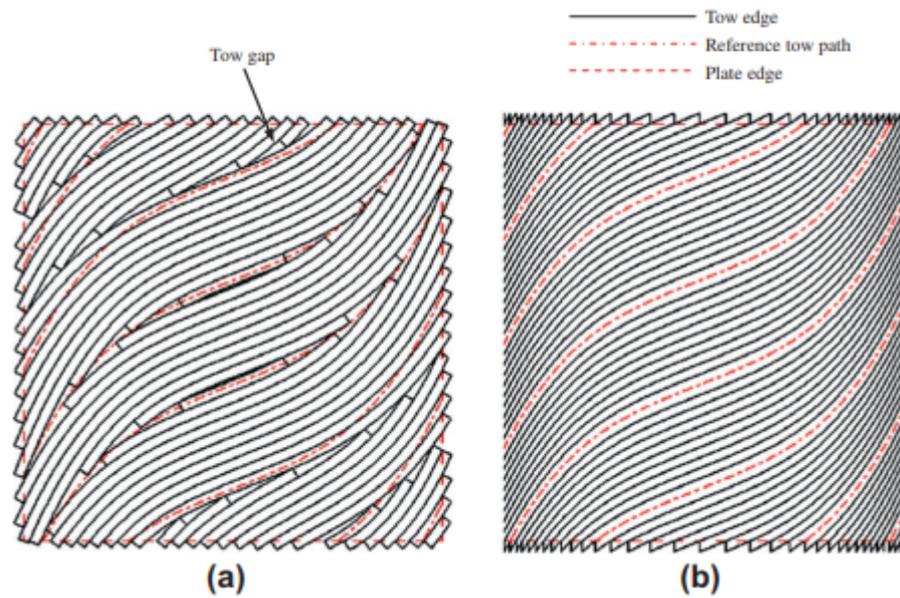


Figura 2.34: Disposizione del tow di compositi VAT con orientamento della fibra di  $0+ < 20(\frac{3}{4})70 >$  realizzato con: a) AFP convenzionale (tow drop) e b) CTS.(82)

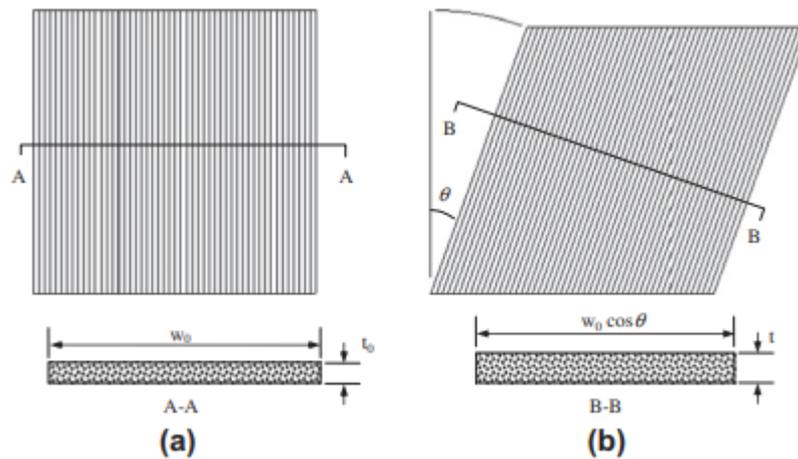


Figura 2.35: Variazione di spessore dell'elemento tow dovuta alla deformazione da taglio: a) prima del taglio e b) dopo la tranciatura.(82)

Si ha:

$$t = t_0 / \cos\theta \tag{2.2}$$

dove  $t_0$  e  $h$  sono rispettivamente lo spessore del tow originale e l'angolo di taglio

(82). Si fa notare che la quantità di resina per l'impregnazione del tow deve essere mantenuta costante per far sì che la variazione di spessore segua la semplice relazione sopra esposta. La figura 2.36 mostra il risultato del calcolo dello spessore dei pannelli compositi VAT realizzati con le tecniche convenzionali AFP e CTS con la stessa definizione del percorso delle fibre per la variazione dell'angolo lineare.

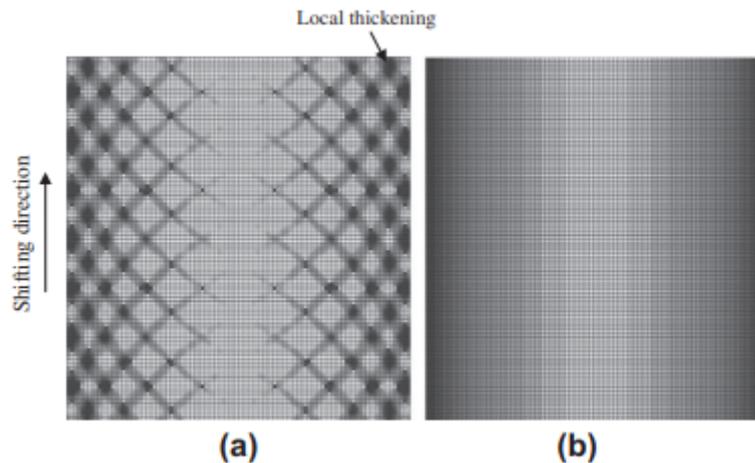


Figura 2.36: Distribuzione dello spessore: a) AFP convenzionale (sovrapposizione del traino) e b) CTS (82)

Se il processo AFP consente la sovrapposizione del tow per eliminare i gaps, si produrrà un ispessimento locale come mostrato in figura 2.36a. L'ispessimento locale dovuto alla sovrapposizione del tow è accompagnato da un'ondulazione localizzata delle fibre fuori dal piano e da aree locali ricche di resina, che riducono le caratteristiche di resistenza strutturale (37). La figura 2.36b mostra la distribuzione liscia dello spessore che può essere ottenuta con la tecnica CTS. (82; 83; 167) Poiché l'angolo della fibra lungo la direzione di spostamento è costante, lo spessore è uniforme lungo il bordo verticale e cambia gradualmente lungo la direzione della larghezza, il che può fornire una maggiore resistenza strutturale. Con riferimento a (83) si nota che la variazione dello spessore dei bordi devia dal risultato atteso. Ciò è dovuto all'elevata sensibilità dell'angolo di taglio nelle regioni tranciate, alla rigidità delle fibre e al flusso di resina vicino agli accessori di polimerizzazione. Ciò comporta una leggera diminuzione dello spessore lungo i bordi. Con riferimento all'equazione 2.2, si nota che se l'angolo di taglio risulta maggiore di  $70^\circ$ , un errore relativo pari a  $1^\circ$  può modificare lo spessore del 5%.

■ Flessibilità del design

Con l'aumentare del numero di tow posati contemporaneamente, il disallineamento dell'angolo della fibra aumenta inevitabilmente, causando discontinuità della fibra o ispessimento locale. Ciò mette in relazione qualità e produttività. Tuttavia, il raggio minimo di curvatura della tecnica CTS è di diverse decine di millimetri a seconda della velocità di posa del tow, che è correlata alla velocità di taglio del tow semi-impregnato. Il raggio limite minimo di curvatura della traiettoria è:

$$R_{min} = V / \theta_{max} \quad (2.3)$$

dove  $V$  e  $\theta_{max}$  sono la velocità di posa del tow e il limite massimo della velocità di taglio del materiale. La larghezza di spostamento aumenta significativamente quando l'angolo di taglio risulta maggiore di un certo angolo ((83) riporta un angolo di circa  $50^\circ$ ). Per questo motivo, come fa notare (83), nascono piccole regioni in cui i tow si sovrappongono nelle aree con angolo di taglio elevato. Tuttavia, poiché la sezione trasversale del tow non è perfettamente rettangolare e la differenza di angolo della fibra è piccola, la sovrapposizione viene ridotta efficacemente. L'aumento della larghezza del materiale del tow non influisce sulla sua qualità. Pertanto, la tecnica CTS può migliorare la flessibilità di progettazione e alleviare significativamente l'accoppiamento tra qualità e produttività. (82)

#### ■ Limiti

Al fine di ridurre al minimo i difetti indotti dal processo, il percorso del tow deve seguire il metodo di spostamento perché la rotazione della testina è fissata durante il processo di posa. Il limite della tecnica CTS è l'angolo di taglio massimo, il che significa che il percorso non può essere un semicerchio perfetto. Come facilmente inteso, un angolo di taglio di  $90^\circ$  non può essere raggiunto poiché lo spessore diventerebbe infinito. Tuttavia, se si considera il fatto che l'AFP convenzionale produce difetti indotti dal processo quando si utilizza il metodo parallelo o di spostamento, la tecnica CTS risulta ancora innovativa perché può ridurre significativamente tali difetti. Se sono consentiti gap e sovrapposizioni, CTS può raggiungere qualsiasi percorso che l'AFP convenzionale può fare cambiando la direzione della testa quando posa ogni tow. Anche in questo caso risulta migliore dell'AFP perché può prevenire la deformazione e il raddrizzamento locale delle fibre causati dalla deformazione di flessione nel piano dell'elemento del tow. La velocità limitata del processo di impregnazione in situ può limitare la velocità complessiva del processo. Tuttavia, ciò può essere superato aumentando il nu-

mero di unità di testa (significativamente più economica rispetto alla testa AFP convenzionale) o aumentando la larghezza del tow.

Da (82) si ha che la tecnica CTS può produrre una piastra composita VAT, che è almeno dieci volte più piccola di quella dell'AFP convenzionale, senza increspature della fibra causate dalla deformazione della flessione nel piano.

Come mostrato in figura 2.37c, nella parte curva del percorso del tow, la tecnica che utilizza la deformazione a flessione nel piano ha prodotto la deformazione e il raddrizzamento locale delle fibre lungo l'interno e l'esterno del percorso curvo, che ha portato a grandi tasche di resina.

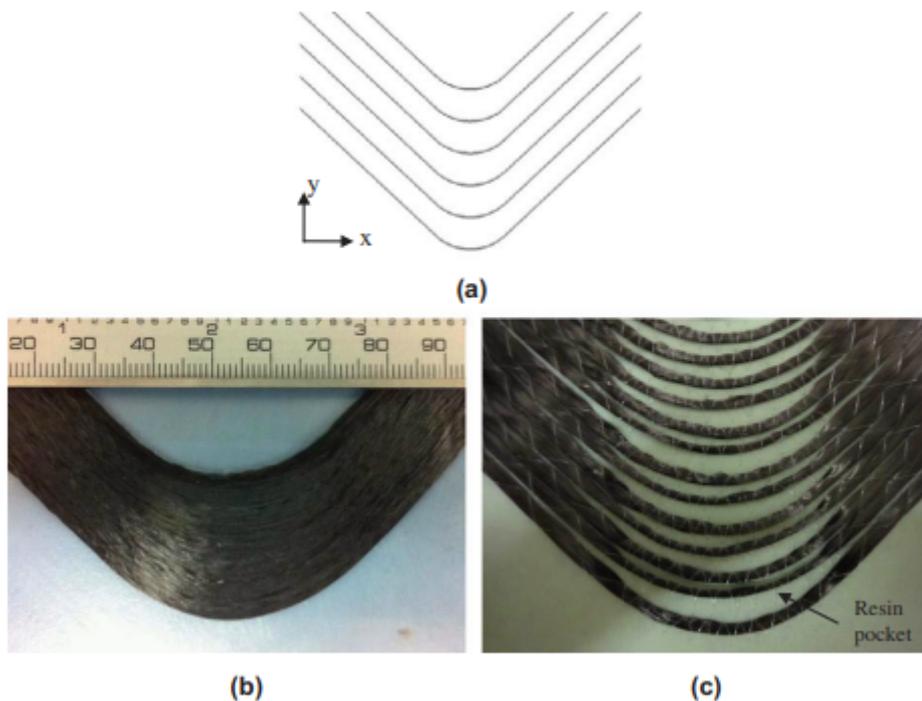


Figura 2.37: Eliminazione del tow gap: a) tow path di riferimento, b) CTS, and c) tecnica di ricamo.(82)

Se si applicasse il metodo di sovrapposizione del tow per coprire la tasca di resina diminuendo la distanza di spostamento, si produrrebbe un'ampia area di sovrapposizione con fibre diritte. Al contrario, come mostrato in figura 2.37b, il CTS non ha prodotto alcuna sovrapposizione e gaps perché ogni singola fibra segue la curva perfettamente spostata dai percorsi di riferimento assegnati mostrati in figura 2.37a.

CTS può quindi simulare il processo AFP convenzionale semplicemente modificando l'algoritmo di rotazione della testina e adattando un rullo su di essa. (83)

Un altro grande vantaggio di questa tecnica è quello di disaccoppiare la larghezza del nastro depositato dal raggio di curvatura: questo consente di poter depositare nastri di larghezza maggiore. (117) L'uso di dry tow comporta un rallentamento nella deposizione dei tow e risulta necessario un controllo molto accurato della posizione e della velocità della testa di deposizione.

CTS è in grado di produrre laminati compositi VAT con una finitura superficiale liscia e una maggiore precisione delle distribuzioni angolari delle fibre. Va anche notato che le traiettorie dei tow analizzate in (83) hanno seguito percorsi curvi con una curvatura maggiore di dieci volte quella realizzata con AFP, senza produrre tagli dei tow o tasche di resina. A testimonianza di ciò (82) dimostra che il raggio minimo di curvatura della traiettoria potrebbe essere ridotto a meno di diverse decine di millimetri (meno di un decimo di quello della tecnica AFP convenzionale) e ciò aumenta il grado di libertà nella progettazione di compositi con tow curvi. Un altro vantaggio è la semplificazione dei processi di ottimizzazione e analisi dei guasti dei compositi VAT perché la riduzione della rigidità e della resistenza locali a causa di tali difetti non ha bisogno di essere modellata. In termini di produttività e affidabilità del processo, CTS è ancora immaturo rispetto alle attuali tecnologie AFP che si sono evolute per più di 30 anni.

## 2.8 | Orientamento delle fibre

Per poter predisporre l'orientamento delle fibre occorre prendere in considerazione due elementi essenziali:

- Selezionare il numero e la posizione dei punti di riferimento ( $N$ )
- Utilizzare polinomi d'interpolazione lagrangiani di ordine  $N - 1$  per definire l'angolazione delle fibre

La variazione lineare dell'angolo di orientamento delle fibre è definita (60) come:

$$\theta(x') = \phi + T_0 + (T_1 - T_0) \frac{|x'|}{d} \quad (2.4)$$

Dove  $T_0$  e  $T_1$  sono gli angoli delle fibre nei punti di riferimento considerati (A e B),  $d$  è la distanza tra A e B e  $\phi$  è l'angolo di rotazione del percorso delle fibre. Mentre,

$$x' = x \cos(\phi) + y \sin(\phi).$$

Generalmente l'orientamento della distribuzione non lineare delle fibre nel piano x,y viene rappresentato attraverso una doppia serie di funzione (ad esempio i polinomi di Lobatto) (7) Per descrivere correttamente la variazione non lineare dell'orientamento delle fibre ci si basa su un set di  $M \times N$  punti di riferimento preselezionati (197) nel dominio della piastra come illustrato nella figura 2.38

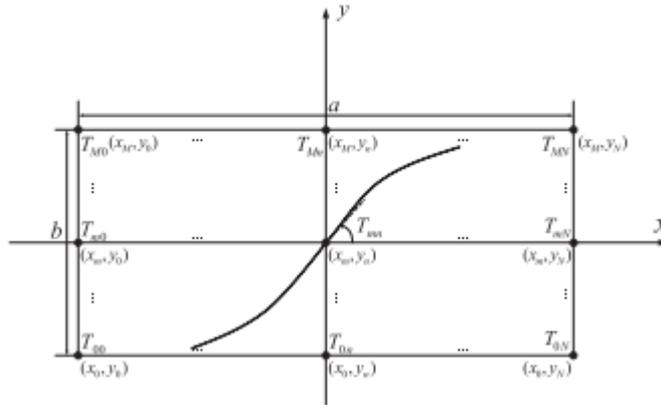


Figura 2.38: Orientamento non lineare delle fibre con  $M \times N$  punti di riferimento

Per fittare la distribuzione dell'angolo delle fibre una doppia serie di funzioni polinomiali di ordine  $(M - 1) \times (N - 1)$ , i cui coefficienti sono determinati dagli angoli delle fibre in questi punti di riferimento e usando una serie di polinomio ortogonali, si può calcolare la distribuzione dell'angolo delle fibre per ciascun angolo della fibra in ogni punto di riferimento. Utilizzando i polinomi Lagrangiani, la forma della variazione non lineare dell'orientamento degli angoli della fibra risulta:

$$\theta(x) = \sum_{m=0}^{M-1} \sum_{n=0}^{N-1} T_{mn} \cdot \prod_{m \neq i} \left( \frac{x - x_i}{x_m - x_i} \right) \cdot \prod_{n \neq j} \left( \frac{y - y_j}{y_n - y_j} \right) \quad (2.5)$$

Dove  $(x_i, y_j), (x_m, y_n)$  sono le coordinate x,y dei punti di riferimento. Il vantaggio nell'usare i polinomi di Lagrange per rappresentare la distribuzione non lineare degli angoli delle fibre è che il coefficiente di ogni termine ( $T_{mn}$ ) è anche l'angolo della fibra nello specifico punto di riferimento  $(x_m, y_n)$ . Chiaramente, se l'angolo della fibra varia solo lungo un asse, ad esempio l'asse x, l'equazione 2.5 si semplifica nella forma:

$$\theta(x) = \sum_{m=0}^{M-1} T_m \cdot \prod_{m \neq i} \left( \frac{x - x_i}{x_m - x_i} \right) \quad (2.6)$$

In maniera del tutto simile, per un dato angolo di rotazione della fibra  $\phi$ , l'equazione 2.6 si modifica nel seguente modo:

$$\theta(x, y) = \phi + \theta(x') = \phi + \sum_{m=0}^{M-1} T_m \cdot \prod_{m \neq i} \left( \frac{x' - x'_i}{x'_m - x'_i} \right) \quad (2.7)$$

Con  $x' = x \cos(\phi) + y \sin(\phi)$

Se vengono utilizzati solo due punti di riferimento ( $M = 2$  e  $x_0 = 0, x_1 = d$ ), l'equazione 2.6 è proprio l'equazione 2.4.

La variazione lineare delle fibre in una sola direzione può essere convenientemente definita dalla notazione  $\theta = \phi < T_0, T_1 >$ , dove  $\phi$  denota la rotazione del percorso della fibra rispetto all'asse  $x$ , mentre  $T_0$  e  $T_1$  sono rispettivamente gli angoli delle fibre al centro del compensato e a una lunghezza caratteristica  $d$  dal centro (59)

A seconda dell'ordine scelto, si possono, quindi, ottenere variazioni lineari, paraboliche, cubiche etc. La figura 2.39 esplica chiaramente quanto appena detto:

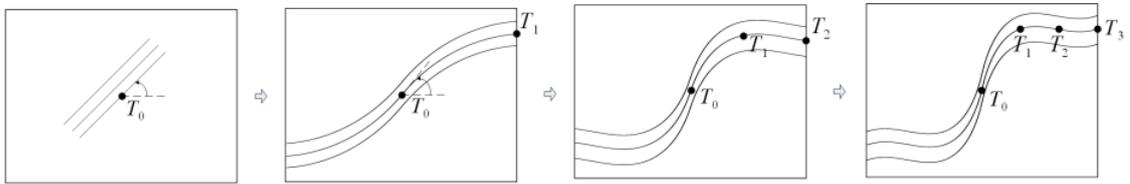


Figura 2.39: Orientamento delle fibre

Ogni variazione considerata segue una bene precisa funzione. In particolare, facendo riferimento a (59):

- Fibre dritte

$$\theta = T_0 \quad (2.8)$$

- Variazione lineare

$$\theta(x, y) = T_0 + (T_1 - T_0) \frac{2|x|}{a} \quad (2.9)$$

- Variazione parabolica

$$\theta(x, y) = T_0 \left( \frac{2|x|}{a} - 1 \right) \left( \frac{4|x|}{a} - 1 \right) - 4T_1 \frac{2|x|}{a} \left( \frac{2|x|}{a} - 1 \right) + T_2 \frac{2|x|}{a} \left( \frac{4|x|}{a} - 1 \right) \quad (2.10)$$

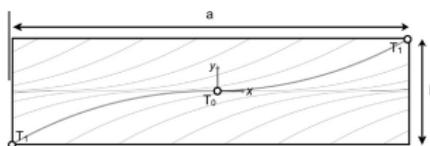


Figura 2.40: Variazione lineare dell'angolo della fibra per  $0^\circ | \pm 45^\circ$ .  $T_0$  è la variazione della fibra lungo  $x = 0$  (linea centrale sotto l'irrigidimento) e  $T_1$  lungo  $y = \pm \frac{b}{2}$  (bordi del pannello longitudinale)

■ Variazione cubica

$$\begin{aligned} \theta(x, y) = & T_0 \left( \frac{6|x|}{a} - 1 \right) \left( \frac{3|x|}{a} - 1 \right) \left( \frac{2|x|}{a} - 1 \right) + 9T_1 \frac{2|x|}{a} \left( \frac{3|x|}{a} - 1 \right) \left( \frac{2|x|}{a} - 1 \right) \\ & - 9T_2 \frac{|x|}{a} \left( \frac{6|x|}{a} - 1 \right) \left( \frac{2|x|}{a} - 1 \right) + T_3 \frac{2|x|}{a} \left( \frac{6|x|}{a} - 1 \right) \left( \frac{3|x|}{a} - 1 \right) \end{aligned} \quad (2.11)$$

Contrariamente ai compositi a fibra diritta, che sono stati ampiamente utilizzati nel corso degli anni nell'industria aerospaziale e forniscono una rigidità costante nel piano per lamina, nelle piastre VAT le fibre sono guidate lungo un percorso curvilineo all'interno di ciascun compensato. Gli attuali processi di fabbricazione consentono di ottenere un'ampia varietà di strutture VAT, dall'analisi di variazione lineare proposto da *Gurdal* (59) fino alla variazione non lineare dell'orientamento delle fibre mostrata in (7).

Consideriamo una variazione lineare basata sull'equazione 2.9. Ricordando che il comportamento tridimensionale di una lamina in materiale composito elastico lineare segue la legge di *Hook* indipendentemente dall'angolo di orientamento della fibra:

$$\sigma = C \cdot \epsilon \quad (2.12)$$

in cui  $\sigma$  e  $\epsilon$  corrispondono ai tensori di sollecitazione e deformazione espressi nella notazione di *Voigt*, e  $C$  è la matrice di rigidità del materiale, che è simmetrica e contiene nove termini indipendenti se il materiale considerato è ortotropo. Nei laminati VAT, l'angolo di orientamento della fibra dipende dalle coordinate piane, cioè  $\theta(x, y)$ . In tal modo, la legge di *Hooke* espressa in un generico sistema di riferimento cartesiano si può scrivere come:

$$\sigma = \tilde{C}(x, y) \cdot \epsilon \quad (2.13)$$

dove,

$$\tilde{C}(x, y) = T(x, y)C(T(x, y))^T \quad (2.14)$$

in cui l'apice  $T$  indica la trasposizione della matrice di rotazione  $T(x, y)$ , la cui espressione può essere trovata in (137). Si noti che le matrici  $T$  e  $\tilde{C}(x, y)$  per i VAT variano in senso puntuale a seconda dell'orientamento locale delle fibre, mentre nel caso dei laminati classici rimangono costanti all'interno della lamina.

## 2.9 | Ottimizzazione multiscala

Per superare le limitazioni viste in precedenza (difetti e complessità del processo di design dovuto al grande numero di variabili coinvolte, come ad esempio, eterogeneità e anisotropia del materiale), in (31; 109) *Montemurro e Catapano* hanno proposto la generalizzazione della strategia di ottimizzazione multiscala a due livelli (MS2L) per la progettazione ottimale di strutture composite (inizialmente introdotta in (2; 3)) relativamente ai materiali compositi VAT. Lo scopo principale di questi lavori è stato quello di dimostrare che, con le attuali capacità tecnologiche e computazionali, i compositi VAT possono essere opportunamente ottimizzati tenendo conto, fin dal primo passo della strategia MS2L, dei requisiti dovuti al processo di produzione. In particolare, in (109) è stata integrata nella formulazione del problema una formulazione adeguata del vincolo di producibilità sul raggio minimo di curvatura del tow al fine di prevenire i difetti di tow steering (77). La progettazione multiscala consenta di ottimizzare sia la forma che il percorso delle fibre (in ciascun strato) del composito integrando i requisiti relativi al processo AM senza la necessità di un'ulteriore fase di post-elaborazione che sarebbe dispendiosa in termini di tempo. I principali passi da compiere per raggiungere il suddetto obiettivo sono: (31)

- a) la comprensione delle potenzialità nonché delle principali restrizioni tecnologiche inerenti al processo AM per i compositi VAT;
- b) la formulazione generale del problema della progettazione multiscala abbandonando le classiche ipotesi e regole semplificate;
- c) lo sviluppo di uno strumento di ottimizzazione dedicato in grado di tenere conto, sin dalla fase di progettazione preliminare, dei vincoli di producibilità legati alla tecnologia AM;
- d) la validazione delle configurazioni ottimizzate (e anche del processo di ottimizzazione) attraverso la fabbricazione di prototipi.

### 2.9.1 | Progettazione ottimale di compositi ad angolo variabile

L'obiettivo principale della strategia di ottimizzazione MS2L è la massimizzazione di una risposta selezionata del composito VAT soggetta a requisiti di diversa natura, ovvero vincoli meccanici, geometrici e di fattibilità. In generale, il problema dell'ottimizzazione del laminato VAT è suddiviso in due sotto problemi di ottimizzazione distinti ma correlati:

- FLP. Il problema di primo livello si concentra sulla scala macroscopica. Lo scopo di questa fase è la determinazione della distribuzione ottimale delle variabili di progettazione meccanica del composito VAT per massimizzare la rigidità complessiva del laminato e soddisfare, contemporaneamente, i vincoli di fattibilità sui campi dei laminati PL e il vincolo di produzione sul raggio di curvatura minimo ammissibile del tow imposto dal processo FFF (Fused Filament Fabrication)+CFF. (30) Il laminato VAT è rappresentato come una piastra anisotropa omogenea equivalente (ESL), il cui comportamento è descritto in termini di parametri polari (EP) (109; 179) (cioè le variabili di progettazione del FLP) che variano in senso puntuale sulla struttura. Durante questa fase, i campi dei parametri polari del laminato (PPs) sopra la struttura sono descritti per mezzo di superfici di Spline di basa (B-Spline) adeguate. (129) Inoltre, grazie ad una corretta formulazione del problema di ottimizzazione (31; 112), in questa fase, il progettista può aggiungere ulteriori requisiti (ad es. vincoli di producibilità, criteri di resistenza e danneggiamento, ecc.) in termini di vincoli equivalenti sui campi dei parametri polari del laminato PPs; (110; 111; 112)

L'uso del FSDT per tenere conto dell'influenza della rigidità trasversale del taglio sulla risposta meccanica complessiva del laminato VAT consente di progettare correttamente piastre sottili e moderatamente spesse. Questo approccio porta a conseguenze importanti che costituiscono altrettanti vantaggi.

- A differenza di altri approcci presentati in letteratura (28; 53; 54; 110), l'uso di superfici B-Spline assicura implicitamente la continuità dei parametri polari del laminato sulla struttura.
- Le distribuzioni ottimali non sono più correlate alla rete del modello FE.
- Il numero di variabili di progettazione meccanica è notevolmente ridotto, ad esempio, i parametri polari definiti in ogni punto della rete di controllo della superficie B-Spline.
- Grazie alle proprietà delle B-Spline, i vincoli di ottimizzazione del problema possono essere imposti solo sui punti di controllo della rete (se sono sod-

disfatti su tali punti vengono automaticamente soddisfatti su tutto il dominio). Maggiori dettagli sulle proprietà delle funzioni di fusione B-Spline sono disponibili in (111; 129).

- SLP. Il problema di secondo livello è formulato a livello di lamina (scala mesoscopica). Questa fase mira a determinare un percorso di fibre adatto, per ogni strato, che soddisfi la distribuzione ottimale dei parametri polari del laminato (DP) risultanti dalla prima fase della procedura di ottimizzazione (FLP). Poiché l'angolo di orientamento delle fibre varia punto per punto in ogni strato che compone il laminato, bisogna descrivere correttamente il percorso delle fibre in ciascuno strato per formulare e risolvere l'SLP. A tal fine, la variazione dell'orientamento della fibra viene descritta attraverso l'uso di una superficie B-Spline, come spiegato in (111; 129). In questo contesto, le variabili di progettazione dell'SLP sono i parametri geometrici che descrivono il percorso delle fibre di ciascun strato (vedi (28; 53)). Per quanto riguarda il comportamento meccanico del composito VAT, valgono le seguenti ipotesi:

1. La geometria del laminato e le CC applicati sono note e fisse;
2. Il laminato VAT è composto da strati identici (cioè stesso materiale e spessore);
3. Il comportamento del materiale è lineare elastico;
4. La piastra VAT è quasi omogenea e completamente ortotropa ovunque;
5. Su scala macroscopica, la risposta elastica del composito VAT è descritta nel quadro dell'FSDT e le matrici di rigidità della piastra sono espresse in termini di parametri polari del laminato (28; 53).

È interessante notare che l'ipotesi (4) consente di ridurre il numero di variabili di progettazione indipendenti necessarie per descrivere il comportamento del laminato in termini di rigidità e resistenza.

### 2.9.1.1 | Ottimizzazione della resistenza dei compositi ad angolo variabile usando MS2L

La strategia di ottimizzazione multiscala a due livelli viene sfruttata per ottimizzare la resistenza dei compositi ad angolo variabile soggetti a vincoli meccanici e di produzione. Nella prima fase della strategia, la resistenza del laminato è descritta attraverso un criterio di rottura del laminato basato su invarianti tensoriali e sulla teoria della deformazione a taglio del primo ordine. Pertanto, la FC classica

che agisce a livello di lamina non può essere utilizzata, in questa fase, per massimizzare la resistenza del laminato. Per ovviare a questo problema, è necessario derivare e integrare un FC dedicato a livello di laminato nella formulazione FLP. In (194) i criteri di *Hill, Hoffman, Tsai-Wu e Zhang-Evans* sono stati formulati usando il metodo polare. Questa formulazione unificata è stata utilizzata, per la prima volta, in (195) per formulare un FC omogeneizzato a livello di laminato nel quadro della teoria classica della lastra laminata (CLPT). Il problema relativo alla massimizzazione dell'indice di rottura di un laminato composito VAT viene formulato nell'ambito della strategia multiscala a due livelli. L'approccio proposto si basa:

- (a) sul formalismo polare per descrivere le proprietà di resistenza e rigidità del laminato,
- (b) sulle superfici di Base Spline per rappresentare i campi dei parametri polari del laminato ad angolo variabile
- (c) sull'algoritmo genetico ERASMUS per la risoluzione del problema di primo livello.

Si ha che:

- La resistenza del laminato è completamente descritta attraverso i parametri polari anisotropi delle matrici di membrana, accoppiamento membrana/flessione e resistenza alla flessione: il numero di parametri polari da progettare rimane invariato quando si passa dalla classica teoria del laminato alla teoria della deformazione a taglio di primo ordine.
- Le relazioni analitiche esistenti tra i parametri polari di resistenza e rigidità del laminato consentono di progettare il comportamento macroscopico del laminato agendo solo sulla parte anisotropa delle matrici di rigidità o, equivalentemente, sulla loro controparte di resistenza. Il rapporto analitico esistente tra i parametri polari di resistenza e rigidità permette di ottenere un risultato molto interessante: l'ottimizzazione della resistenza del laminato implica anche un incremento della sua rigidità. Questo risultato è dovuto, in parte, alla formulazione matematica del criterio di rottura del laminato che è una funzione quadratica delle deformazioni; quindi, è un'espressione di forza simile all'energia. Per dimostrare l'efficacia del FC a livello di laminato nel quadro dell'MS2LOS per ottimizzare la resistenza dei compositi VAT, si prende in considera:
  - una piastra quadrata con un foro centrato sottoposto a un carico biassiale  $F_x = F_y$  denominato (B1);
  - una piastra quadrata con foro centrato sottoposto a carico biassiale  $F_x = 2F_y$ , denominato (B2);

– una piastra quadrata incernierata sottoposta a una pressione uniforme  $p_z$ , denominata (B3).

Il modello FE della piastra multistrato VAT è costituito da elementi SHELL281 che si basano sul modello cinematico di *Reissner-Mindlin* e hanno otto nodi con sei gradi di libertà (DOF) per nodo. La mesh del modello FE è composta da 2820 DOF per B1 e B2, mentre quella di B3 è composta da 3871 DOF. L'accuratezza dell'FSDT nella valutazione dello stato di sollecitazione locale e dell'indice di rottura della struttura è stata valutata in (194) dove viene studiata l'influenza del rapporto lato-spessore e della distribuzione dei carichi applicati per lo studio di piastre sottili e molto spesse. In (194), è stato dimostrato che l'FSDT fornisce risultati accurati per i laminati caratterizzati da un rapporto lato-spessore superiore o uguale a 50 e sottoposti a carichi distribuiti. Il FI massimo del laminato della soluzione ottimizzata per B1 è inferiore di circa il 13% rispetto alla controparte di riferimento. La stessa soluzione ottimizzata mostra una conformità inferiore di circa il 2,5% rispetto a quella di riferimento. Per quanto riguarda B2, la riduzione del laminato FI e della conformità è di circa il 46% e il 13%, rispettivamente, rispetto alla soluzione di riferimento. Per B1 il carico biassiale applicato (identico lungo le direzioni  $x$  e  $y$ ) assicura che la soluzione ottimizzata sia caratterizzata da una distribuzione del laminato FI simmetrica rispetto alla diagonale principale della piastra quadrata. Pertanto, la soluzione quasi isotropa di riferimento è già una buona soluzione e l'uso di un laminato VAT consente di migliorare la resistenza della piastra solo attorno al foro dove la soluzione a fibre diritte mostra la sua debolezza. In questo caso, la soluzione ottimizzata ha l'asse ortotropo principale perfettamente allineato alla direzione circonferenziale attorno al foro. Per quanto riguarda B2, il carico biassiale applicato  $F_x = 2F_y$  porta ad un laminato VAT ottimizzato con un comportamento ortotropico. Pertanto, in questo caso, la riduzione del FI del laminato è più importante che nel caso di B1. Infine, B3 mostra l'utilità dell'FSDT poiché solo le deformazioni di flessione e di taglio fuori dal piano contribuiscono alla valutazione del laminato FI. In questo caso, il laminato è ridotto di circa il 65% rispetto alla soluzione di riferimento, mentre la conformità è ridotta di circa il 24%. Come ultima osservazione, è interessante notare che i laminati VAT ottimizzati hanno una conformità inferiore a quella delle controparti di riferimento. Si tratta di un risultato molto interessante in quanto il problema dell'ottimizzazione riguarda solo la massimizzazione della resistenza del laminato, mentre i risultati mostrano un notevole miglioramento anche della sua rigidità. Questo risultato è dovuto alla relazione esistente tra i PPs di rigidità e resistenza (29) e alla particolare espressione

del laminato FC adottato che è una funzione quadratica del campo di deformazione. Naturalmente, l'incremento di rigidità delle soluzioni ottimali è inferiore a quello ottenuto per gli stessi parametri di riferimento presentati in (112), dove l'MS2LOS viene utilizzato per ridurre al minimo la conformità del composito. Pertanto, va sottolineato che, nonostante il rapporto analitico tra rigidità e proprietà di resistenza di un laminato, la soluzione ottimizzata in termini di resistenza non è identica a quella in termini di rigidità. Per i tre parametri di riferimento considerati, la rottura del primo strato avviene su più strati della soluzione di riferimento. È interessante notare che il valore del laminato FI e della conformità risulta molto vicino ad eccezione di B3 dove il laminato FI aumenta di circa il 22%.

## 2.10 | Analisi di stress su gusci VAT

I VAT permettono la realizzazione di laminati compositi con rigidità variabile (*Variable Stiffness Composite Laminate*) [VSCL], senza alcuna discontinuità nel materiale e massimizzando il rapporto rigidità-massa. La letteratura sui laminati VAT è molto rigogliosa, tuttavia, vi è ancora poco materiale riguardante i gusci VAT.

### 2.10.1 | Generalità

Un guscio è un elemento strutturale 2D in cui lo spessore è trascurabile rispetto alle altre dimensioni. Tipicamente, questa geometria è descritta utilizzando un sistema di riferimento curvilineo ortogonale  $(\alpha, \beta, z)$ , come riportato nella figura 2.41, in cui  $\alpha$  e  $\beta$  indicano la superficie nel piano e  $z$  la direzione dello spessore. In una struttura VAT, la fibra può cambiare continuamente lungo un percorso curvilineo in ogni strato. In questo modo, il laminato ha un diverso valore di rigidità in ogni posizione.

Per semplicità si fa riferimento a una variazione lineare dell'angolo della fibra sulla lamina (fig. 2.41) e l'orientamento della fibra, usando la notazione di *Gurdal* (59), è formulato come segue:

$$\theta(\alpha') = \Phi + T_0 + \frac{(T_1 - T_0)}{d} |\alpha'| \quad (2.15)$$

dove il percorso della fibra presenta una rotazione di un angolo  $\Phi$  rispetto a una certa direzione di riferimento. L'angolo di orientamento della fibra nel punto considerato è  $T_0$  e varia lungo una direzione  $\alpha'$  orientata dall'angolo  $\Phi$  dall'asse delle coordinate originale  $\alpha$ . L'orientamento della fibra raggiunge il valore  $T_1$  a una distanza caratteristica  $d$  dal punto di riferimento. Considerando questo angolo di rotazione, il percorso di orientamento delle fibre  $\theta(\alpha, \beta)$  è espresso come  $\theta(\alpha')$ , in cui  $\alpha' = \alpha \cos \Phi + \beta \sin \Phi$ .

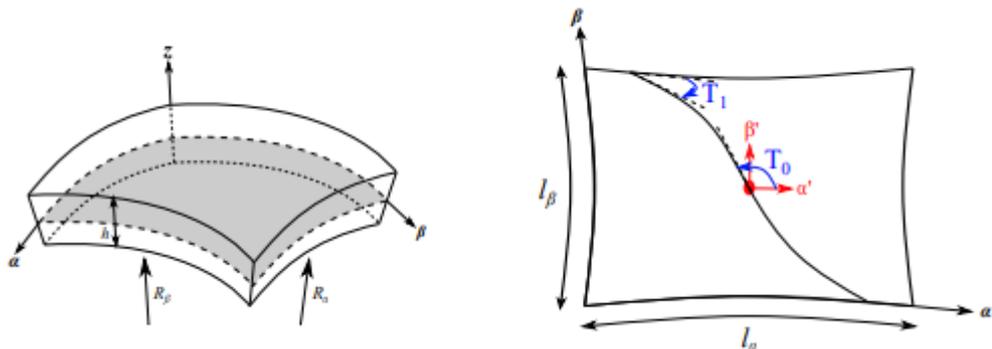


Figura 2.41: Geometria e sistema di riferimento di un guscio VAT (144)

Il parametro  $d$  è uguale ad  $a/2$  o  $b/2$  quando  $\Phi = 0^\circ$  o  $\Phi = 90^\circ$ , dove  $a$  e  $b$  sono rispettivamente la larghezza e la lunghezza della struttura 2D.

In questa trattazione si segue il lavoro redatto da alcuni ricercatori, in particolare il lavoro effettuato del *prof. Carrera* (144). Per valutare con precisione le sollecitazioni statiche lineari su strutture a guscio ad angolo variabile (VAT) si fa uso della *Carrera Unified Formulation (CUF)*, in cui i gusci VAT sono modellati utilizzando raffinati modelli CUF 2D. Vengono analizzate, e confrontate con il software commerciale *Abaqus*, diverse geometrie, condizioni al contorno e di carico, percorsi di fibre e materiali spazialmente variabili.

#### ■ Pannello piatto VAT semplicemente appoggiato

La prima valutazione numerica consiste in un pannello piano quadrato laminato composto da due strati. Il pannello è semplicemente appoggiato sui quattro lati e soggetto a un carico di pressione  $p_z$ . In primo luogo, viene effettuato uno studio di convergenza sulla mesh agli elementi finiti nel piano. I risultati suggeriscono che un'approssimazione della mesh  $10 \times 10$  Q9 fornisce una valutazione accurata delle sollecitazioni. Tuttavia, in tal modo, la parte inferiore della distribuzione delle sollecitazioni non corrisponde correttamente ai risultati di riferimento. Si utilizza quindi una mesh  $14 \times 14$ . Tale approccio non predice la distribuzione trasversale dello sforzo di taglio del software commerciale utilizzato (*Abaqus*). Per eseguire una previsione accurata delle sollecitazioni, vengono utilizzate diverse funzioni di espansione per la discretizzazione dello spessore, come le funzioni LE e TE. L'approccio LW fornisce i risultati di stress più accurati quando vengono utilizzate teorie 2LD3. Il modello ESL è sufficiente per valutare le sollecitazioni normali e

di taglio nel piano, mentre la loro precisione diminuisce quando si prevedono le sollecitazioni a taglio trasversali.

#### ■ Pannello curvo VAT incastrato

Il pannello è vincolato sui bordi longitudinali e d è soggetto a una pressione uniforme  $p_z$  sulla superficie superiore. Piccole differenze tra le mesh FE sono apprezzate quando si tiene conto dello spostamento trasversale e delle sollecitazioni nel piano  $\sigma_{\alpha\alpha}$  e  $\sigma_{\alpha\beta}$ . Tuttavia, queste differenze sono più evidenti per le sollecitazioni trasversali  $\sigma_{zz}$  e  $\sigma_{\beta z}$ . Da questi risultati, si deduce che un'approssimazione della mesh  $20 \times 10Q9 + 6LD2$  prevede bene la distribuzione dello stress. Si deduce, quindi, che le teorie TE non sono in grado di prevedere lo sforzo di taglio  $\sigma_{\beta z}$ , mentre per le restanti componenti di sollecitazione sono in accordo con 6LD2 e 6LD3. Quest'ultimo dimostra che 6LD1 non è in grado di recuperare la risposta per qualsiasi componente di stress. Si può dimostrare, quindi, che i modelli TE forniscono una valutazione accurata dei termini nel piano pur presentando difficoltà nel prevedere le componenti trasversali, in particolare le sollecitazioni di taglio  $\sigma_{\alpha z}$  e  $\sigma_{\beta z}$ .

#### ■ Guscio VAT incernierato

La terza valutazione numerica consiste in una struttura a guscio VAT incernierata. Questo pannello curvo comprende tre lamine composite. Una rappresentazione grafica del guscio VAT è disponibile nella figura 2.42.

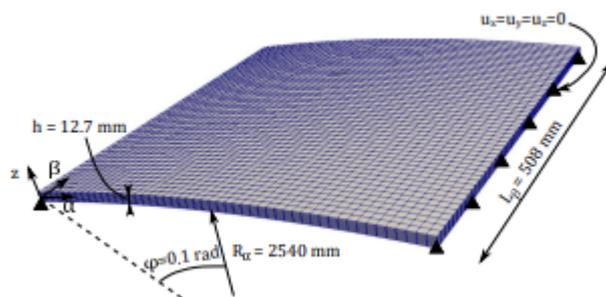


Figura 2.42: Geometria e condizioni al contorno dl guscio VAT

In questo caso, viene prima condotta un'analisi di convergenza per trovare la mesh che fornisce i risultati più accurati; quindi, viene effettuato un confronto tra i modelli ESL e LW. Infine, viene valutato l'effetto dei parametri di orientamento delle fibre  $T_0$  e  $T_1$  sulla distribuzione delle sollecitazioni.

- Analisi mesh di convergenza  
Viene condotto uno studio di convergenza riguardante il numero di elementi finiti nel piano. Allo stesso modo, viene affrontato l'ordine di espansione attraverso lo spessore. È necessaria un'approssimazione della mesh  $32 \times 32$  Q9 per avere una valutazione accurata sia dello spostamento trasversale che delle distribuzioni delle sollecitazioni, mentre, occorre un'espansione 6LD2 per prevedere con precisione le distribuzioni fuori dal piano.
- Analisi ESL e LW del guscio VAT  
Si deduce che le teorie TE 2, TE 3 e TE 4 sono in grado di prevedere la stessa distribuzione dello stress nel piano che le teorie LD di alto ordine forniscono con una frazione di gradi di libertà. Tuttavia, le differenze nascono nella valutazione delle componenti di sollecitazione trasversale. Ad esempio, TE 1 non è sufficiente per catturare la distribuzione trasversale delle sollecitazioni normali. Quindi, TE 1 e TE 2 non prevedono l'andamento delle sollecitazioni trasversali di taglio. Inoltre, TE 3 e TE 4 presentano difficoltà nel recupero di  $\sigma_{\alpha z}$ .
- Effetto dell'orientamento delle fibre sulla distribuzione di stress  
Per valutare l'effetto di  $T_0$  valutato in R, viene utilizzata l'approssimazione della mesh  $32 \times 32$  Q9 accoppiata con la teoria dell'espansione 6LD3 nella direzione dello spessore. Da un lato, si nota che l'entità delle sollecitazioni trasversali sono influenzate da  $T_0$ . Tuttavia, non è prevista una variazione di segno della componente di stress, dovuta a  $T_0$ . D'altra parte, per quanto riguarda le sollecitazioni nel piano,  $T_0$  varia la sua grandezza e il segno di stress. Per quanto concerne  $T_1$ , si osserva che le sollecitazioni trasversali non sono molto influenzate dalla variazione dell'angolo della fibra. Al contrario, i componenti nel piano mostrano cambiamenti evidenti, in particolare le sollecitazioni normali in cui le differenze sono più evidenti nello strato intermedio.

In questa analisi sono stati usati elementi finiti di alto ordine e si può affermare che:

1. *Equivalent Single Layer (ESL)* e *Layerwise (LW)* sono in buon accordo con le formulazioni dei software commerciali per l'analisi di pannelli piatti.
2. Nel caso di pannelli curvi, Abaqus ed ESL forniscono risultati simili per la previsione dello stress nel piano rispetto ai modelli LW. Tuttavia, evidenti differenze sorgono nella valutazione delle sollecitazioni trasversali. Tali differenze possono essere mitigate impiegando TE di alto ordine.

3. La selezione dei parametri del percorso della fibra  $(\phi, T_0, T_1)$  può essere messa a punto per modificare comodamente la distribuzione delle sollecitazioni in determinati punti di interesse della struttura.

## 2.11 | Prebuckling e buckling nei materiali VAT

Gli studi hanno dimostrato che la variazione del percorso della fibra nel piano del laminato ridistribuisce il carico applicato dalle regioni critiche verso i bordi supportati. Questo fenomeno di redistribuzione del carico migliora le prestazioni di instabilità e post-deformazione dei pannelli compositi VAT. Sono state inoltre condotte indagini sui pannelli VAT irrigiditi e cilindrici e sono state dimostrate prestazioni strutturali superiori rispetto ai laminati a fibra diritta.

Nei pannelli VAT, poiché l'angolo della fibra varia rispetto alla posizione nel piano della lamina, le proprietà di rigidità del laminato sono funzione delle coordinate  $x$  e  $y$ . Pertanto, l'analisi prebuckling deve essere effettuata per determinare i risultati non uniformi dello stress nel piano.

Per una piastra sollecitata da un carico  $N_0$ , il problema di elasticità piano si risolve minimizzando l'energia potenziale totale, espressa in termini degli spostamenti  $u$  e  $v$ . Quest'approccio non può essere utilizzato per determinare l'analisi di prebuckling di piastre VAT caricate da spostamenti prescritti. La ragione principale è che la distribuzione delle forze corrispondente alle condizioni al contorno di spostamento è sconosciuta e implicito, e inoltre, la minimizzazione dell'energia potenziale non riesce a identificare la relazione accoppiata tra i campi di spostamento  $(u, v)$  e le forze di bordo non note. Tuttavia, lo studio sulle condizioni al contorno di spostamento prescritte è importante sia per le prove strutturali che per i casi di carico pratici. La soluzione in forma chiusa per alcuni casi specifici di laminati VAT caricate sotto compressione uniforme ai bordi è stata fornita da *Gurdal e Olmedo* (59; 122). È possibile applicare un approccio generalizzato basato sul principio di *Castigliano* per risolvere il problema del prebuckling delle piastre VAT. In questo approccio, le equazioni di equilibrio nel piano del laminato VAT sono espresse utilizzando la funzione di stress di *Airy*. La condizione di compatibilità e le condizioni al contorno di spostamento prescritte sono soddisfatte minimizzando l'energia complementare totale, data da (130). Dalla funzione di stress di *Airy* si ricava la distribuzione di stress risultante. Per semplicità di trattazione si riscrive l'energia complementare in termini di coordinate normalizzate. Il problema generale di prebuckling si risolve minimizzando l'energia complementare, ottenendo un set di equazioni lineari che possano essere espresse in termine matriciale, risolta la quale, permette di

determinare la distribuzione di stress nel piano per una piastra VAT.

Si avrà quindi la seguente espressione:

$$[K]u = F \quad (2.16)$$

dove,  $[K]$  è la matrice di rigidezza,  $u$  il vettore degli spostamenti non noti ed  $F$  il vettore delle forze. Calcolto  $u$  si può calcolare la distribuzione di deformazione e di tensione nel piano. Successivamente si calcola la matrice di rigidezza geometrica  $[K_G]$  che sarà usata nell'analisi di buckling.

Per risolvere il problema di buckling per una piastra VAT si utilizza il metodo di *Rayleigh-Ritz* usando la distribuzione di stress ottenuta nell'analisi di prebuckling. L'energia potenziale di una piastra VAT sotto flessione è espressa utilizzando lo spostamento trasversale  $w$ , espresso in serie e tale per cui siano soddisfatte le condizioni al contorno della piastra, e la funzione di forza  $\Phi$ . Sostituendo  $w$  e la soluzione dell'analisi di prebuckling nell'equazione dell'energia potenziale e minimizzandola rispetto agli spostamenti fuori dal piano  $A_{mn}$ , si ottiene il carico critico di buckling che corrisponde al minimo autovalore della matrice  $[K + \lambda L]A = 0$ , dove  $[K]$  è la matrice di rigidezza della piastra VAT,  $[L]$  è la matrice di stabilità dovuta ai campi di sollecitazione nel piano e  $A$  è il vettore contenente gli spostamenti fuori dal piano che definisce le forme modali di buckling. L'autovalore  $cr$  è utilizzato per determinare il carico medio di compressione del bordo per unità di lunghezza. Il coefficiente di buckling normalizzato può essere espresso rispetto al modulo di Young longitudinale. Un'altra forma alternativa vede il coefficiente di buckling normalizzato come rapporto tra il carico medio di compressione del pannello VAT e il corrispettivo carico di compressione di un laminato omogeneo quasi isotropo.

L'uso del metodo di *Rayleigh-Ritz*, della funzione di stress di *Airy* e dei polinomi di Legendre utilizzati per la rappresentazione delle funzioni che compaiono nell'analisi di prebuckling e buckling riducono significativamente il costo computazione comparato al metodo FE. I risultati dimostrano l'accuratezza della soluzione e la rapida convergenza (specie se si aumenta il numero dei termini polinomiali) di questi approcci comparati con la FEM.

### 2.11.1 | Excursus sui principali lavori riguardanti l'analisi di instabilità

La letteratura offre molti spunti di studio riguardanti l'analisi di rigidità, di instabilità, di vibrazione etc di materiali compositi VAT. Seguendo come linea guida (133), si riportano i principali studi a riguardo.

*Biggers et al.* (14; 15) hanno impiegato una ridistribuzione uniforme di strati con orientamenti specifici per creare distribuzioni di rigidità benefiche attraverso la forma della piastra. Questo approccio ha portato a migliori prestazioni di deformazione delle piastre composite e ha utilizzato modelli agli elementi finiti per calcolare il carico critico di instabilità. *Hyer et al.* (72; 73) hanno usato percorsi di fibra curvilinea allineati lungo le direzioni principali dei campi di stress per migliorare la resistenza alla deformazione delle piastre composite con un foro. Hanno utilizzato l'analisi agli elementi finiti (FE) per modellare il problema di instabilità e quindi hanno determinato la distribuzione ottimale delle fibre in ciascun elemento per ottenere migliori prestazioni di deformazione. *Nagendra et al.* (116) hanno utilizzato B-spline razionali non uniformi per progettare variazioni di fibre migliorate nella forma del piano della piastra e analisi FE per ottimizzare la progettazione della fibra in base al carico di deformazione e alla frequenza naturale. *Leissa e Martin* (91) hanno eseguito analisi di vibrazione e instabilità di piastre composite con una distribuzione delle fibre variabile utilizzando il metodo *Ritz*. *Gurdal e Olmedo* (59) variarono le proprietà di rigidità introducendo una definizione lineare di variazione delle fibre lungo la lunghezza del laminato composito e impiegarono una tecnica numerica di collocazione iterativa per risolvere la risposta nel piano di un pannello VAT governato da un sistema di equazioni di equilibrio accoppiato espresse in termini di spostamenti. *Senocak e Tanriover* (149) hanno utilizzato il metodo di *Galerkin* con funzioni di prova polinomiali per valutare la risposta nel piano di piastre composite con fibre variabili e orientamenti delle fibre variabili linearmente. *Gurdal et al.* (60) hanno studiato la risposta di instabilità dei pannelli a rigidità variabile consentendo la variazione della rigidità sia lungo che perpendicolarmente la direzione di carico. Hanno impiegato il metodo *Rayleigh-Ritz* (RR) per calcolare il coefficiente di deformazione che non includeva l'effetto dei coefficienti di torsione flessionale  $D_{16}$ ,  $D_{26}$ . *Alhajahmad et al.* (7) utilizzarono la rigidità variabile per studiare il problema del *pressure pillow* sulla fusoliera. Hanno utilizzato un metodo *Rayleigh-Ritz* eseguendo analisi non lineari e hanno progettato piastre con percorsi di fibra ottimali atti a supportare il carico massimo di rottura. *Weaver et al.* (190) hanno progettato e prodotto pannelli a rigidità variabile utilizzando un processo basato sul ricamo. I loro risultati FE hanno mostrato una performance di deformazione simile tra pannelli VAT e laminati quasi isotropi, ma hanno mostrato un comportamento post-buckling superiore. *Abdalla et al.* (1) hanno utilizzato modelli FE per progettare pannelli di rigidità variabile per massimizzare la frequenza naturale utilizzando parametri di laminazione. *Setoodeh et al.* (152) hanno utilizzato una tecnica di approssimazione reciproca per ottimizzare i pannelli a rigidità variabile per il carico massimo di instabilità. Essi hanno impiegato un elemento finito bilineare conforme per l'analisi dei pannelli VAT. Inoltre, sono state utilizzate varie formulazioni agli

elementi finiti di piastre di ordine superiore insieme a tecniche di ottimizzazione per progettare pannelli VAT per migliori prestazioni strutturali (5; 66).

### 2.11.2 | Metodo QDM

L'uso di compositi laminati per la progettazione di strutture aerospaziali consente di controllare la rigidità, la resistenza e la flessibilità in diverse direzioni. Nei laminati convenzionali, gli angoli delle fibre sono mantenuti costanti all'interno di una lamina, il che si traduce in proprietà di rigidità costanti della piastra. Due approcci comunemente riportati per migliorare la risposta strutturale sono:

1. l'uso di patch di strati aggiuntivi con diversi orientamenti di fibra
2. la variazione degli angoli di orientamento delle fibre sulla forma piana della piastra.

È ormai noto che l'utilizzo di compositi VAT migliorino la resistenza alla deformazione delle piastre sottoposte a carico di compressione assiale. Il problema è relativamente difficile da risolvere a causa delle diverse proprietà di rigidità e richiede una precedente analisi di prebuckling per determinare la variazione di sollecitazione non uniforme seguita dall'analisi di instabilità delle piastre VAT. Il principio alla base del miglioramento delle prestazioni di instabilità delle piastre VAT è dovuto alla ridistribuzione del carico applicato dal centro della piastra verso i bordi adattando le proprietà di rigidità. Per piastre semplicemente appoggiate, *Gurdal et al.* (60) hanno dimostrato che vi è stato un significativo miglioramento delle prestazioni di instabilità dei pannelli VAT, quando il carico è perpendicolare alla direzione di variazione della fibra. Gli studi numerici sull'analisi post-buckling di VAT utilizzano tipicamente la modellazione FE (98). Quando il metodo FE è accoppiato con algoritmi di ottimizzazione, l'analisi può diventare computazionalmente costosa a causa del numero di iterazioni coinvolte. Per ovviare a questo inconveniente, sono necessari nuovi metodi veloci, precisi, generali e facilmente integrabili con algoritmi di ottimizzazione per la progettazione dei pannelli VAT. Come approccio alternativo ai vari metodi, può essere utilizzato il metodo di quadratura differenziale (DQM) per l'analisi strutturale dei pannelli VAT. DQM è una tecnica di discretizzazione efficiente e diretta per ottenere una soluzione numerica accurata con meno sforzo computazionale.

La quadratura differenziale è una tecnica di discretizzazione numerica per approssimare le derivate parziali di una funzione rispetto a una variabile spaziale, utilizzando una combinazione lineare pesata dei valori di funzione in alcuni punti intermedi di

tale variabile. L'uso della quadratura differenziale viene spesso usata per risolvere problemi di meccanica strutturale (76), e per problemi di buckling (133) e post buckling (134) di piastre VAT, in quanto richiedono un minor numero di punti griglia ottenendo soluzioni precise se abbinati all'analisi FE (76). Chiaramente, con l'aumentare delle dimensioni della piastra, il metodo DQ richiede più punti griglia per ottenere una maggiore precisione, ma meno sforzo computazionale rispetto all'analisi FE. Il metodo FE richiede una preelaborazione aggiuntiva per la discretizzazione dell'angolo della fibra per ogni strato del laminato e la post-elaborazione delle distribuzioni risultanti dallo stress che aumentano il costo computazionale. Nel metodo DQ non è necessaria alcuna post-elaborazione di questo tipo per ottenere distribuzioni continue risultanti dallo stress. Rispetto all'analisi FE, il DQM richiede meno punti griglia per risolvere il problema di instabilità e questo porta un minor tempo computazionale. Sebbene il DQM abbia dimostrato di essere veloce, accurato ed efficiente dal punto di vista computazionale, il metodo non è generale come l'analisi FE e non può essere applicato a strutture di piastre con discontinuità e forme complesse.

Nei pannelli VAT, le rigidità (matrici  $A$ ,  $B$ ,  $D$ ) variano con le coordinate  $x$ - $y$ , con conseguente distribuzione non uniforme delle sollecitazioni nel piano sotto carichi o spostamenti costanti (60). La valutazione di queste distribuzioni è fondamentale per le soluzioni del carico di instabilità. Il costo computazionale, utilizzando l'analisi FE, per la risoluzione di problemi di instabilità nei pannelli VAT, risulta cospicua, per questa ragione si tende a ridurre la dimensione del problema, ad esempio, introducendo, come in (133), la funzione di *Airy* per l'analisi di pre-buckling. Questa formulazione della funzione di stress consente una modellazione più efficiente delle sollecitazioni pure e delle condizioni al contorno miste per l'analisi prebuckling. Così facendo il problema si riduce a una singola equazione differenziale alle derivate parziali del quarto ordine. Tale formulazione riduce, quindi, il numero di equazioni differenziali che devono essere risolte dalla tecnica di quadratura differenziale, ottenendo un notevole risparmio a livello computazionale. L'aumento del numero di termini differenziali con coefficienti variabili indica l'aumento del numero dei gradi di libertà delle piastre VAT rispetto ai compositi con fibra dritta. Si passa, quindi, a riscrivere l'equazione differenziale ottenuta nella rappresentazione DQM e si ricavano le distribuzioni non uniformi di stress risultanti ( $N_x$ ,  $N_y$ ,  $N_{xy}$ ) che vengono utilizzate come input per l'analisi di buckling. Una volta ottenuta l'equazione differenziale di governo dell'analisi di instabilità, si passa alla rappresentazione DQM della stessa, si calcolano gli autovalori e si ottiene il carico di buckling e le forme modali per una piastra VAT.

L'utilizzo di DQM per l'analisi di instabilità su pannelli VAT è ben documentato in letteratura a testimonianza del fatto che questa sia una tecnica molto utilizzata, rapida e

precisa. (133) dimostra come i risultati dell'analisi di prebuckling e di buckling, usando il metodo DQ, siano estremamente accurati e vicini ai risultati ottenuti con metodo FE, e che il metodo, come detto precedentemente, risulta veloce, accurato e richiede meno sforzo computazionale rispetto all'analisi FE, sia analizzando piastre rettangolari VAT anisotrope soggette a carichi avente legge cosinusoidale che a carichi di compressione uniassiale e diverse condizioni al contorno. *Viola, Tornabene e Fantuzzi* applicano efficacemente il DQM all'analisi della vibrazione libera (173; 184) e del comportamento statico (185) dei laminati a fibra diritta e a doppia curvatura utilizzando teorie di deformazione a taglio di ordine superiore. (57) effettuano un'analisi di instabilità dei pannelli VAT a spessore variabile tenendo conto degli effetti di taglio trasversale. Le equazioni di equilibrio del pannello VAT soggetto a flessione pura sono state calcolate con il principio variazionale misto di *Hellinger-Reissner*. Poiché in un laminato VAT la matrice di rigidità  $A$  nel piano varia spazialmente da punto a punto, anche i carichi o gli spostamenti costanti applicati sui bordi si traducono nelle distribuzioni di sollecitazioni non uniformi nel piano  $\sigma_x(x, y)$ ,  $\sigma_y(x, y)$  e  $\sigma_{xy}(x, y)$ . È importante determinare con precisione la distribuzione delle sollecitazioni nel piano come input per il problema di instabilità. L'analisi sul comportamento a deformazione del laminato, in questo caso quadrato, è avvenuta sia per pannelli piani che su pannelli curvi, modellizzati come gusci SL 2D con spessore moderato usando la teoria FSDT, sottoposti a diverse condizioni al contorno e si è usata. I risultati hanno evidenziato che le forme modali si avvicinano molto in tutte le configurazioni testate. Inoltre, i risultati ricavati facendo riferimento al pannello piano usando il metodo DQ si avvicinano molto ai risultati ricavati con il modello FE 2D. Anche i risultati ottenuti con il metodo DQ e FE 2D si avvicinano molto ai risultati ottenuti dal modello FE 3D. *Shu* (155) ha sviluppato un approccio DQM generalizzato per gestire più efficacemente vari problemi strutturali e ha dimostrato l'accuratezza del metodo. *Sherbourne e Pandey* (154) hanno studiato l'effetto della distribuzione della griglia nell'analisi di instabilità delle lastre composite anisotrope e hanno dimostrato che l'uso di griglie non uniformi dà risultati migliori rispetto alle griglie uniformi. *Darvizeh et al.* (38) hanno abbinato il metodo DQ con il metodo *Rayleigh-Ritz* per l'analisi della deformazione delle piastre composite. *Wang et al.* (189) hanno studiato la deformazione di piastre sottili sottoposte a carichi di composizione dei bordi non linearmente distribuiti utilizzando il metodo DQ. Recentemente, un metodo di collocazione simile al DQM, che utilizza funzioni di base radiali (RBF) per approssimare le funzioni, è stato applicato con successo per risolvere le equazioni differenziali parziali. *Ferreira et al.* (51) hanno applicato il metodo RBF a teorie di piastre di ordine superiore basate sulla formulazione unificata di *Carrera* (26) per eseguire l'analisi di instabilità di piastre composite a rigidità costante. *Rodrigues et al.* (142) hanno proposto un metodo di quadratura dif-

ferenziale basata sulla funzione radiale locale (LRBFDQ) per risolvere il problema della deformazione delle piastre laminate spesse.

### 2.11.3 | Analisi di prebuckling e buckling in un materiale VAT usato come rivestimento di un pannello irrigidito

Sebbene ci sia stata una notevole quantità di ricerche nel settore dei laminati VAT, nella maggior parte degli studi l'applicazione è limitata a geometrie semplici, cioè piastre e gusci, con condizioni al contorno generali. Se si utilizza un laminato VAT come rivestimento di un pannello irrigidito si otterrà un aumento delle prestazioni di instabilità che consente la progettazione di strutture più leggere. I carichi di instabilità locali e generali vengono calcolati con l'uso di espressioni in forma chiusa o modelli discretizzati di sezioni trasversali del pannello. In tutti gli approcci per la deformazione sia locale che globale, il metodo *Rayleigh-Ritz* è ampiamente utilizzato a causa della facilità di includere l'irrigidimento nella formulazione e applicare le condizioni al contorno (17; 148; 171). La maggior parte delle ricerche sulla deformazione dei pannelli irrigiditi idealizza sia il rivestimento che l'irrigidimento come piastre sottili che trascurano gli effetti trasversali di taglio. Tuttavia, i pannelli irrigiditi nelle applicazioni aerospaziali hanno spesso rivestimenti spessi, rispetto alla lunghezza caratteristica, in cui devono essere considerati gli effetti trasversali di taglio. Per i materiali isotropi, un rapporto tra spessore e lunghezza caratteristica di 1/10 si traduce in un errore di circa il 5% trascurando il taglio trasversale (56). Per i materiali compositi il rapporto tra moduli di taglio nel piano e trasversali può arrivare a dieci o più rispetto ai materiali isotropi e le deformazioni dovute al taglio trasversale diventano importanti a rapporti spessore/lunghezza caratteristica ancora più bassi (56; 136). La considerazione della deformazione a taglio è stata proposta per la prima volta da Timoshenko (172) per una beam unidimensionale e successivamente estesa alle piastre da *Reissner* (138) e *Mindlin* (108). La teoria della deformazione a taglio di primo ordine (FSDT) utilizzata da *Timoshenko*, *Reissner* e *Mindlin* richiede l'uso di un fattore di correzione del taglio per approssimare la distribuzione della deformazione trasversale attraverso lo spessore. L'FSDT fornisce soluzioni accurate a piastre di spessore moderato ed è quindi utile per casi pratici di pannelli irrigiditi utilizzati in applicazioni aerospaziali; tuttavia, è strettamente applicabile solo a materiali isotropi e può avere errori significativi per rapporti spessore / larghezza molto elevati. Recentemente l'effetto delle deformazioni trasversali a taglio sulle piastre VAT è stato studiato da *Groh et al.* (56) estendendo l'approccio ESL di *Weaver e Cosentino* (36). Le piastre VAT sono risultate essere più influenzate dal taglio trasversale rispetto ai corrispondenti laminati quasi isotropi omogenei. Nell'analisi di prebuckling le equazioni di equilibrio vengono

esprese attraverso la funzione di *Airy* e la condizione di compatibilità e le condizioni al contorno di spostamento prescritte sono soddisfatte attraverso la minimizzazione dell'energia totale. Per il rivestimento VAT l'energia totale viene quindi espressa attraverso la funzione di *Airy* attraverso coordinate normalizzate. Risolvendo il set di equazioni lineari che si ottengono è possibile calcolare la distribuzione di stress del rivestimento VAT soggetto ad accorciamento uniforme delle estremità. L'analisi di buckling utilizza il metodo di *Rayleigh-Ritz* usando una distribuzione di stress ottenuta dall'analisi di prebuckling. In quest'analisi il rivestimento VAT è modellato come una piastra sottile, mentre, l'irrigidimento viene visto sia come una beam che come una piastra. Nell'analisi viene incluso il modello FSDT utilizzando, all'interno dell'energia potenziale totale (espressa in termini di coordinate normalizzate), un termine di energia di flessione ridotto e un termine di energia di taglio trasversale. Sia per il modello beam che per il modello piastra, si ottengono un set di equazioni lineari, da cui, si ottiene il carico di buckling critico (corrispondente al più piccolo autovalore della matrice associata al set di equazioni). Il carico di buckling critico viene poi usato con la soluzione data dall'analisi di prebuckling per ottenere il carico di buckling. I risultati dimostrano che la rigidità analitica in prebuckling per tutte le configurazioni analizzate risulta molto vicino al risultato ottenuto mediante l'analisi FE. Il modello analitico usato, considerando sia il rivestimento che l'irrigidimento, predice tutti i carichi di buckling locali con un errore del 2% e del 3% rispetto all'analisi FE, rispettivamente per la beam e il pannello. Si nota che rimuovendo la torsione, il carico di buckling locale diminuisce, mentre, aumenta rimuovendo il taglio trasversale del rivestimento. Se, invece, si rimuove dall'analisi il modello FSDT si ha un aumento del carico di buckling rispetto al metodo FE. L'analisi a buckling globale si discosta dai risultati in un range che va dal 3 al 10%.

## 2.12 | Stabilità dinamica nei materiali VAT

Oltre all'analisi di instabilità e post-deformazione, l'analisi di stabilità dinamica è altrettanto importante durante la progettazione di una struttura. Le parti strutturali degli aeromobili come la fusoliera e le ali sono spesso soggette a carichi dinamici oltre che statici. Su queste parti strutturali, quando sottoposte a carichi di compressione periodica nel piano, nascono vibrazioni trasversali che possono essere deleterie per la struttura. Inoltre, per alcune combinazioni di frequenza di eccitazione e del carico, le vibrazioni trasversali indotte crescono illimitatamente in ampiezza. Ciò può causare danni strutturali. Questo fenomeno è noto come risonanza parametrica (instabilità parametrica/dinamica). La risonanza parametrica è un fenomeno pericoloso e può portare a

guasti imprevedibili. Inoltre, a differenza della risonanza principale, che avviene solo a determinate frequenze, la risonanza parametrica si verifica su una gamma di frequenze di eccitazione al di sotto del carico critico di instabilità della struttura. Ciò significa che la risonanza parametrica può verificarsi a un livello di carico molto inferiore al carico di instabilità statico. Pertanto, un componente strutturale progettato per resistere al carico di instabilità statico può facilmente rompersi se sottoposto a un carico periodico nel piano a un certo intervallo di frequenze di eccitazione. Inoltre, la gamma di frequenze di eccitazione a cui si verifica la risonanza varia con l'ampiezza del carico di eccitazione. La regione delle frequenze di eccitazione e l'ampiezza del carico a cui si verifica la risonanza è solitamente nota come regione di instabilità dinamica e il confine che separa una regione stabile da una regione instabile è noto come limite di stabilità. Diversi mezzi per mitigare l'instabilità parametrica, come lo smorzamento strutturale e l'isolamento dalle vibrazioni, possono essere inefficaci. Pertanto, comprendere le caratteristiche di instabilità parametrica di una struttura è di grande importanza pratica dal punto di vista teorico e progettuale. Negli ultimi decenni sono state condotte numerose ricerche sull'analisi dinamica dell'instabilità delle lastre composite. Nel 1965, *Bolotin* introdusse un approccio per determinare le regioni di instabilità dinamica in un sistema e indusse uno studio completo sul comportamento di instabilità di vari sistemi elastici (23). Successivamente, molti ricercatori hanno utilizzato l'approccio di *Bolotin* per studiare l'instabilità dinamica di diverse strutture sottoposte a varie condizioni di carico (44; 84; 106; 166). *Birman* (16) ha studiato la stabilità dinamica di un laminato rettangolare asimmetrico semplicemente supportato sotto un carico di compressione biassiale variabile armonicamente e ha valutato analiticamente le principali regioni di instabilità dinamica. *Srinivasan e Chellapandi* (161) hanno studiato la stabilità dinamica di sottili lastre laminate sotto sollecitazioni uniassiali variabili armonicamente utilizzando il metodo delle strisce finite semi analitiche (FSM). Hanno analizzato configurazioni simmetriche, antisimmetriche e asimmetriche e hanno concluso che il laminato simmetrico è più stabile rispetto alla configurazione asimmetrica. Tutti gli studi precedenti (84; 161) sono stati condotti utilizzando la teoria classica delle lastre laminate (CLPT) per modellare i pannelli compositi. Tuttavia, durante lo studio del laminato composito, gli effetti di taglio trasversale sono significativi e l'uso della teoria della piastra di deformazione di taglio di primo ordine (FSDT) fornisce risultati migliori rispetto al CLPT. *Bert e Birman* (12) hanno utilizzato FSDT nell'analisi dell'instabilità dinamica dei laminati a fibre curve in cui sono stati inclusi sia l'inerzia rotativa che l'effetto di taglio. Le principali regioni di instabilità sono state determinate e sono stati studiati l'effetto del rapporto spessore-lunghezza, del numero di strati e delle grandezze dei fattori di correzione del taglio. Più tardi, *Chen e Yang* (95) studiarono l'instabilità dinamica dei laminati composi-

ti angolari antisimmetrici sottoposti a una combinazione delle sollecitazioni periodiche nel piano e di flessione usando il metodo di *Galerkin* con analisi FEM. Nella loro analisi non hanno preso in considerazione lo smorzamento e hanno studiato gli effetti di vari parametri e condizioni al contorno sulla regione di instabilità dinamica (DIR). *Moorthy et al.* (113), hanno condotto un'indagine simile utilizzando la FEM basata sul FSDT. Nel loro studio sono stati considerati sia il laminato a multistrato simmetrico che il laminato angolare antisimmetrico con smorzamento. Sono stati studiati gli effetti dello smorzamento, del rapporto spessore-lunghezza, dell'anisotropia, delle condizioni al contorno, del numero di strati e degli angoli di laminazione sul DIR.

## 2.13 | Analisi di instabilità dinamica su configurazioni VAT

Nel caso dell'analisi dinamica della stabilità, tutti gli studi sono stati riportati su strutture composite a fibra dritta. È stato dimostrato in letteratura che modificando la direzione della fibra e la sequenza di layup le caratteristiche di stabilità dinamica di un laminato composito possono essere modificate in modo significativo.

L'equazione del moto di un pannello VAT soggetto a carico di compressione assiale periodico  $P(t) = \alpha_0 P_{cr} + \alpha_1 P_{cr} \cos(\Omega t)$  risulta essere:

$$[M]\ddot{u} + [K]\dot{u} - (\alpha_0 P_{cr} + \alpha_1 P_{cr} \cos(\Omega t))[K_G]u = 0 \quad (2.17)$$

dove,  $\alpha_0$  è il parametro di carico statico,  $\alpha_1$  il parametro di carico dinamico,  $\Omega$  la frequenza di vibrazione,  $[M]$  la matrice di massa globale,  $[K_G]$  la matrice di massa geometrica,  $u$  il vettore degli spostamenti non noti e  $P_{cr}$  il carico critico di buckling.

Chiaramente l'equazione 2.17 è un sistema di equazioni differenziali lineari ordinarie con coefficienti variabili nel tempo.

In questa sezione si riportano quattro studi effettuati da (143), il quale prende in considerazione quattro diverse configurazioni di VAT per studiare le prestazioni di tali laminati rispetto ai laminati con fibre dritte, andando, inoltre a variare alcuni parametri. I quattro studi sono:

- Laminato composito VAT soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano
- Laminato composito VAT con foro e delaminazione soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano

- Pannello composito curvo soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano
  - Laminato composito VAT soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano con smorzamento
1. Laminato composito soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano

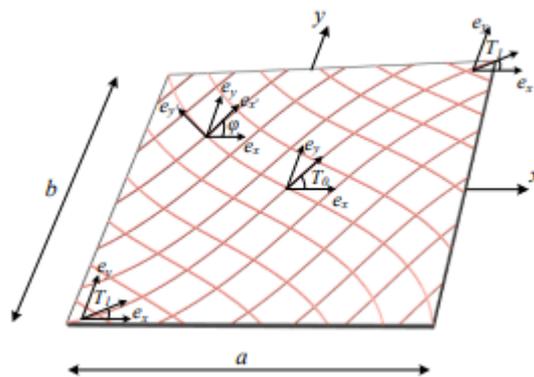


Figura 2.43: Laminato composito soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano (143)

Si studia l'analisi modificando il carico statico, le condizioni al contorno, l'effetto del rapporto di ortotropia, l'aspect ratio, l'angolo di orientamento delle fibre e lo span-thickness ratio. Si ottiene che:

- Aumentando il carico statico ( $\alpha_0$ ) diminuisce la frequenza vibrazionale, dunque, la regione di instabilità risulta più ampia e la stabilità del laminato diminuisce.
- Aumentando i vincoli fuori dal piano, passando, quindi, da condizioni al contorno SSSS a condizioni CCCC, la frequenza di vibrazione aumenta, dunque, aumenta anche il carico di buckling e la regione di instabilità diventa più piccola con conseguente aumento della stabilità dinamica del laminato.
- Aumentando il rapporto di ortotropia  $\frac{E_{11}}{E_{22}}$ , aumenta la stabilità dinamica.
- Aumentando l'aspect ratio  $a/b$  la frequenza di vibrazione aumenta, dunque, aumenta anche il carico di buckling e la regione di instabilità diventa più piccola con conseguente aumento della stabilità dinamica del laminato.

- Aumentando il rapporto lunghezza/spessore  $a/h$  la frequenza di vibrazione aumenta, dunque, aumenta anche il carico di buckling e la regione di instabilità diventa più piccola con conseguente aumento della stabilità dinamica del laminato.
- Cambiando l'angolo delle fibre si ha un'influenza sulla frequenza e sul carico critico di buckling che influenza la regione di instabilità. In particolare per alcune configurazioni di angolo delle fibre si ha un aumento del carico critico di buckling e un aumento della stabilità dinamica rispetto a un laminato a fibre dritte.

2. Laminato composito VAT con foro e delaminazione soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano

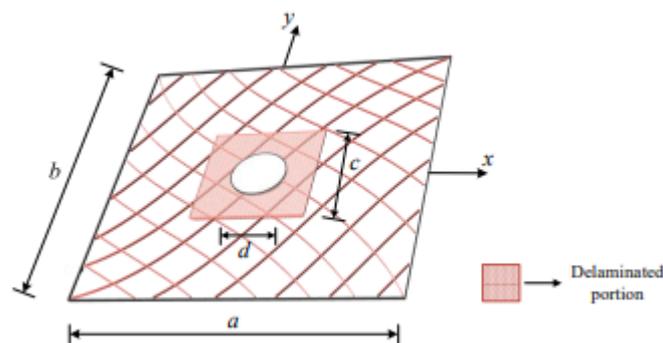


Figura 2.44: Laminato composito VAT con foro e delaminazione soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano (143)

Nel campo aeronautico le discontinuità come i fori sono inevitabili. Essi vengono fatti per svariate ragioni, quali: ventilazione, ispezioni, accesso linea idraulica, modificare la frequenza di risonanza della struttura etc. Si nota che:

- La piastra VAT con foro circolare aumenta il carico di buckling rispetto a un laminato quasi isotropo senza foro. Ciò è dovuto al fatto che la distribuzione di stress si distribuisce dal centro verso i bordi del laminato.
- Cambiando l'angolo delle fibre si ha un'influenza sulla frequenza e sul carico critico di buckling che influenza la regione di instabilità. In particolare per alcune configurazioni di angolo delle fibre si ha un aumento del carico critico di buckling e un aumento della stabilità dinamica rispetto a un laminato a fibre dritte. In particolare il carico critico aumenta quando  $T_1$  passa da  $0$  a  $90^\circ$

- Modificando l'area di delaminazione, in particolar modo aumentandola, si ha l'insorgenza precoce di instabilità dinamica. Quindi si ha una diminuzione della frequenza di risonanza fondamentale parametrica che porta a una diminuzione del carico critico di buckling e conseguentemente una diminuzione dell'instabilità dinamica e, quindi, della rigidità.

Chiaramente la stabilità dinamica di un laminato sano risulterebbe maggiore rispetto a quella di un laminato con foro o delaminazione. Tuttavia, quando paragonati a un laminato con fibre dritte si ha che i VAT risultano più stabili. Anche la riduzione di stabilità data dall'aumento dell'area di delaminazione risulta minore se comparata con lamine a fibre dritte.

3. Pannello composito curvo soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano

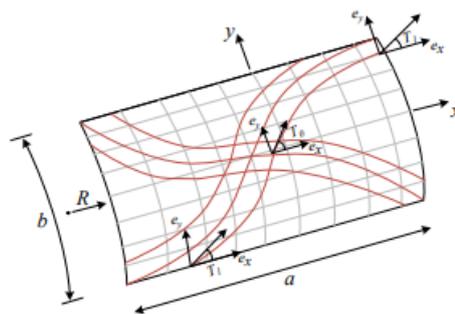


Figura 2.45: Pannello composito curvo soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano (143)

I pannelli curvi vengono usati per la loro maggiore efficienza strutturale data dalla loro abilità nel sostenere cospicui carichi di compressione. Si nota che:

- La variazione dell'angolo della fibra ha un significativo effetto sul carico critico di buckling e sulla stabilità dinamica. Per alcune configurazioni di angolo delle fibre si ha un aumento del carico critico di buckling e della regione di stabilità rispetto a un laminato con fibre dritte. In particolare il carico critico aumenta quando  $T_1$  varia da  $0$  a  $45^\circ$  poi tende a diminuire leggermente. Questo cambiamento è dovuto al cambiamento di rigidità membranale e flessionale causato dalla variazione dell'angolo delle fibre. L'aumento delle performance è dovuto alla distribuzione del carico applicato dal centro verso i bordi del pannello grazie al percorso curvilineo delle fibre.

- Al diminuire del raggio di curvatura, aumenta il carico critico di buckling e la regione di stabilità.
- All'aumentare dell'aspect ratio, aumentano le performance dinamiche e di buckling.
- Modificando le condizioni al contorno da SSSS a SCSC a CCCC si ha un aumento delle performance di buckling rispetto a un laminato con fibre dritte, rendendo i VAT dinamicamente più stabili.

4. Laminato composito VAT soggetto a carico uniforme di compressione periodico nel piano con smorzamento

In questo caso l'equazione del moto di un pannello VAT soggetto a carico di compressione periodico nel piano risulta essere:

$$[M]\ddot{u} + (\dot{u} + [K]u - (\alpha_0 P_{cr} + \alpha_1 P_{cr} \cos(\Omega t)) [K_G]u = 0 \quad (2.18)$$

dove  $[C]$  è la matrice di smorzamento, presa in considerazione per includere la dissipazione di energia e sia assume essere direttamente proporzionale alla matrice di massa attraverso un coefficiente  $\beta$ , in modo tale che si abbia  $[C] = \beta[M]$ .

Per effettuare l'analisi si è usato la teoria di *Floquet* per descrivere le regioni di instabilità dinamica di un pannello VAT. Il metodo integrale di quadratura differenziale viene abbinato al metodo di *Rayleigh -Ritz* per risolvere l'equazioni di governo differenziali dei pannelli VAT. Poichè, tuttavia, il metodo di *Floquet* di fronte a gradi di libertà grandi risulta computazionalmente cospicuo, si utilizza l'algoritmo di *Arnoldi*, che, combinato con *Floquet*, rende il calcolo più veloce, mantenendo l'accuratezza dei risultati. Tale metodo prende il nome di analisi implicita di *Floquet*.

Ciò che si nota dalle soluzioni è che:

- L'isorgenza dell'instabilità inizia con la stessa frequenza di eccitazione del caso senza smorzamento.
- Si nota che con lo smorzamento si ha un'ampiezza di carico più elevata che fornisce una regione di stabilità maggiore.

Posto  $|\text{autovalore}_{\text{massimo}}| = |\mu_{\text{max}}|$  (non costante, sia considerando smorzamento che non), si ha che:

- La variazione del rapporto spettrale senza smorzamento ha picchi che corrispondono a  $|\mu_{\text{max}}| > 1$  e rappresentano, quindi, regioni di instabilità del pannello.

- Con smorzamento si ha una sola regione di instabilità; gli altri picchi risultano stabili in quanto corrispondono a  $|\mu_{max}| < 1$

Si ricorda che  $|\mu_{max}|$  non è costante, nè con smorzamento, ne senza, in quanto varia al variare della frequenza di eccitazione, in particolare  $|\mu_{max}|$  aumenta all'aumentare della frequenza di eccitazione.

- Cambiando l'orientamento delle fibre si osserva che l'inizio dell'instabilità dinamica si sposta verso regioni a frequenze di eccitazione maggiori, sia nei pannelli smorzati che non. In particolare, l'altezza dei picchi instabili diminuisce passando da  $T_0 = 0^\circ$  a  $T_0 = 45^\circ$ . Ciò implica che l'ampiezza delle oscillazioni risulti minore a un pannello con  $T_0 = 30^\circ$  e  $T_0 = 0^\circ$ . La larghezza di tutte le regioni di instabilità diminuisce passando da  $T_1 = 0^\circ$  a  $T_1 = 45^\circ$ . Il che significa che il pannello VAT risulta più stabile. Con la presenza di smorzamento il raggio spettrale aumenta con l'aumentare della frequenza di eccitazione per tutti gli angoli delle fibre. Tale aumento segue lo stesso trend per ogni angolo di fibra (in quanto lo smorzamento è considerato costante in questa analisi). Si riscontrano tre regioni di instabilità su tutti i pannelli stestati.
- all'aumentare del coefficiente  $\beta$  il rate di aumento di  $|\mu_{max}|$  diminuisce con l'aumentare della frequenza di eccitazione, il che significa che il tasso di decadimento dell'oscillazione con  $\beta$  più elevato sarà più veloce.
- Il picco di variazione del raggio spettrale inizia e finisce alla stessa frequenza di eccitazione indipendentemente dallo smorzamento presente nel sistema.
- Il numero di picchi instabili  $|\mu_{max}| > 1$  diminuisce con l'aumentare di  $\beta$
- Anche nel caso dei pannelli VAT smorzati  $|\mu_{max}| > 1$  lungo l'asse reale negativo nella prima regione di instabilità e lungo l'asse reale positivo nella seconda regione di instabilità. Ciò dimostra che il pannello VAT ha una biforcazione doppia nella prima regione di instabilità e una delle tre biforcazioni (rottura simmetrica, rottura ciclica o transcritica) nella seconda regione di instabilità. Si nota anche che a differenza dei pannelli IVA non smorzati, gli autovalori dominanti non si trovano sul cerchio unitario nella regione stabile, ma si trovano all'interno del cerchio unitario che indica che le oscillazioni decadranno con il tempo.

# ADDITIVE MANUFACTURING

## 3.1 | Introduzione

Quando si parla di additive manufacturing o manifattura additiva si intende una tecnica di produzione che, utilizzando delle tecnologie differenti, permette di ottenere prodotti e manufatti dalla generazione e addizione di successivi strati di materiale. Si tratta di una netta inversione di tendenza rispetto alle tecnologie di produzione tradizionali che partono dalla tecnica della sottrazione dal pieno, come avviene ad esempio con la fresatura o la tornitura.

Effettivamente la definizione secondo **ISO/ASTM 52921-1** è [...] *processi che aggregano materiali al fine di creare oggetti partendo dai loro modelli matematici tridimensionali, solitamente per sovrapposizione di layer, procedendo in maniera opposta a quanto avviene nei processi sottrattivi [...]* (162)

## 3.2 | Cenni storici

Contraariamente a quanto si possa pensare, questa tecnologia non è da considerarsi come una tecnologia di produzione innovativa che fonda le sue radici negli anni odierni. I suoi albori riasalgono infatti alla fine degli anni Settanta quando fu inventata e lanciata sul mercato la prima stampante a getto d'inchiostro.

Nel 1981 *Hideo Kodama* registrò il brevetto della prototipazione rapida a cui seguì nel 1984 il lancio sul mercato del primo modello di stereolitografia (*SLA*) da parte di *Chuck Hull*, attualmente presidente di una delle aziende leader di mercato nella produzione di stampanti industriali, la *3D Systems*. Questa tecnica, tramite impressione da parte di un raggio UV, permetteva la solidificazione di resine o fotopolimeri generando in tal

modo l'oggetto in 3D, strato dopo strato. Fu necessario poi un processo di "incubazione" di quasi 30 anni affinché la stampa 3D divenisse tecnicamente ed economicamente (grazie al crollo del prezzo delle stampanti) valida per applicazioni di interesse anche nell'industria, al di fuori della sola prototipazione rapida.



Figura 3.1: Prima tecnologia AM da Hull (74)

Ulteriori brevetti sono arrivati nel 1986, con altre tre società, *Helisys* (*Laminated Object Manufacture* o *LOM*), *Cubital* con (*Solid Ground Curing, SGC*) e *DTM* con il loro processo *SLS*. Attualmente solo *SLS* rimane come processo commerciale con *DTM* che si fonda con *3D Systems* nel 2001. Nel 1987 *Michael Feygin* depositò il primo brevetto del *Laminated Object Manufacturing (LOM)*. Nel 1989, si ha un nuovo brevetto da parte di *Carl Deckard* che registra la *Selective Laser Sintering (SLS)*, un processo a sinterizzazione selettiva che usa un fascio di luce laser, tra 200 e 400 KW, in una polvere di metalli, strato per strato. L'evoluzione di questa tecnica è rappresentata dalla *Direct Metal Laser Sintering (DMLS)*, che rappresenta la migliore espressione dell'additive manufacturing di metalli, e *Selective Laser Melting (SLM)*, che produce oggetti a partire da polveri metalliche ed è estremamente preciso e accurato e trova larga applicazione in ambito medico.

Sempre nel 1989 un gruppo del *MIT* brevettò il processo di stampa 3D (*3DP*).

Nel frattempo viene realizzata nel 1992 la prima stampante *SLA* e *Scott Crump* inventò una rivoluzionaria tecnica di stampa 3D: la *Fused Deposition Modeling (FDM)*. Questa tecnica si basa sull'utilizzo di un filamento costituito da polimeri che viene riscaldato da una resistenza e, successivamente, fatto passare attraverso un ugello. A questo punto avviene la solidificazione strato dopo strato dando forma all'oggetto.

Piuttosto che formare una società, il gruppo *MIT* ha concesso in licenza la tecnologia *3DP* a un certo numero di aziende diverse, che l'hanno applicata in modi diversi per formare la base per diverse applicazioni della loro tecnologia AM. Il più riuscito di

questi è stato *ZCorp*, che si è concentrato principalmente sulla tecnologia a basso costo. La tecnologia a getto d'inchiostro è stata impiegata per depositare goccioline di materiale direttamente su un substrato, dove quel materiale si indurisce e diventa la parte stessa piuttosto che un legante. *Sanders* ha sviluppato questo processo nel 1994 e anche la *Objet Company* ha utilizzato questa tecnica per stampare resine fotocurabili in forma di goccioline nel 2001.

Ci sono stati numerosi fallimenti e successi nella storia dell'AM: *Helisys* sembra aver fallito con la macchina *LOM*, ma ci sono state almeno cinque varianti in Singapore, Cina, Giappone, Israele e Irlanda. Un altro esempio potrebbe essere il defunto processo di produzione di particelle balistiche, che utilizzava un meccanismo a 5 assi per dirigere le goccioline di cera su un substrato. Sebbene nessuna azienda utilizzi attualmente un tale approccio per i polimeri, simili sistemi di deposizione a 5 assi vengono utilizzati per il deposito di metalli e compositi.

Agli inizi del nuovo millennio è stato sviluppato un processo di stampaggio per fusione tramite fascio di elettroni, denominato *Electron Beam Melting (EBM)*.

Lo sviluppo dell'additive manufacturing si può, tuttavia, far risalire al 2005 quando *Adrian Bowyer* inventò la prima stampante 3D auto-replicante.



Figura 3.2: Prima stampante RepRap. a) Stampante di partenza, b) Stampante ottenuta.(52)

Un'altra importante tendenza che sta influenzando lo sviluppo della tecnologia AM è la scadenza di molti dei brevetti. Stiamo già assistendo a un'esplosione di fornitori e sistemi di estrusione di materiali da quando i primi brevetti *FDM* sono scaduti nei primi anni del 2010. I brevetti relativi alle aree della stereolitografia, sinterizzazione laser e *LOM* sono in scadenza (o sono già scaduti) e possono portare a una proliferazione di tecnologie, processi, macchine e aziende.

### 3.3 | AM e aziende mondiali

Come già accennato, i primi brevetti sono stati depositati in Europa (Francia), Stati Uniti e Asia (Giappone) quasi contemporaneamente. Nei primi anni, la maggior parte dei sistemi pionieristici e di successo commerciale provenivano dagli Stati Uniti. Aziende come Stratasys, 3D Systems e ZCorp hanno guidato la strada da seguire. Queste aziende si sono rafforzate nel corso degli anni, ma la maggior parte delle nuove aziende sono arrivate al di fuori degli Stati Uniti. In Europa, l'azienda principale con un impatto mondiale nell'AM è EOS, in Germania. EOS ha smesso di produrre macchine SL in seguito alla risoluzione delle controversie con 3D Systems, ma continua a produrre sistemi di fusione a letto di polvere che utilizzano laser per fondere polimeri, sabbia rivestita di legante e metalli. Le aziende di Francia, Paesi Bassi, Svezia e altre parti d'Europa sono più piccole, ma sono competitive nei rispettivi mercati. Esempi di queste aziende includono Phenix (ora parte di 3D Systems), Arcam, Strataconception e Materialise. L'ultimo di questi, il belga Materialise, ha registrato un notevole successo nello sviluppo di strumenti software a supporto della tecnologia AM. Nei primi anni 1980 e 1990, un certo numero di aziende giapponesi si sono concentrate sulla tecnologia AM. Ciò includeva startup come Autostrade (che non sembra più operare). Sono state coinvolte anche grandi aziende come Sony e Kira, che hanno creato filiali per costruire la tecnologia AM. Gran parte della tecnologia giapponese si basava sui processi di polimerizzazione dei fotopolimeri. Con 3D Systems dominante in gran parte del resto del mondo, queste aziende giapponesi hanno faticato a trovare mercato e molte di loro non sono riuscite a diventare commercialmente valide, anche se la loro tecnologia ha mostrato qualche promessa iniziale. Parte di questa scomparsa potrebbe aver portato all'adozione insolitamente lenta della tecnologia CAD all'interno dell'industria giapponese. Le aziende AM coreane sono relativamente nuove e resta da vedere se avranno un impatto. Ci sono, tuttavia, alcuni produttori cinesi che sono attivi da diversi anni. I conflitti di brevetto con i precedenti progetti statunitensi, giapponesi ed europei hanno fatto sì che non molte di queste macchine possano essere trovate al di fuori della Cina. Anche le macchine cinesi precedenti erano ritenute di qualità discutibile, ma le macchine più recenti hanno notevolmente migliorato le prestazioni (come la macchina mostrata in figura).

Le macchine cinesi riflettono principalmente le tecnologie SL, FDM e SLS presenti in altre parti del mondo. Un particolare paese di interesse in termini di sviluppo della tecnologia AM è Israele. Una delle prime macchine AM è stata sviluppata dalla società israeliana Cubital. Sebbene questa tecnologia non abbia avuto un successo commerciale, nonostante le prime installazioni in tutto il mondo, hanno dimostrato una serie di innovazioni non presenti in altre macchine, tra cui la lavorazione dello strato attraverso



Figura 3.3: Tecnologia AM da Beijing Yinhua Co. Ltd., Cina (74)

so una maschera, i materiali di supporto secondari rimovibili e la fresatura dopo ogni strato per mantenere uno spessore costante dello stesso. Alcuni dei concetti utilizzati in Cubital possono essere trovati nelle macchine Sanders e nelle macchine di un'altra azienda israeliana, Objet. Sebbene sia una delle aziende più recenti, Objet (ora Stratasys) sta utilizzando con successo la tecnologia di deposizione delle goccioline per depositare resine fotopolicurabili.

### 3.4 | Processo produttivo

Il processo di produzione additiva è un processo di *“design driven manufacturing”*: esso vede come input la realizzazione del modello 3D dell'oggetto che si vuole produrre, tramite un un Computer-Aided Design tridimensionale (CAD 3D). Segue poi un processo semi-automatico che, attraverso l'ausilio di software di progettazione, consentirà mediante l'“affettamento” del file 3D (slicing), opportunamente “orientato” e “supportato”, di produrre il file di macchina necessario per la produzione permette la conversione del file in formato *.stl*. Avvenuta la scomposizione dell'oggetto in strati, detti layer, stampabili dalle stampanti 3D, segue, a valle del processo di stampa, l'attività di post-produzione e finitura, per ottenere adeguati livelli di finitura e proprietà meccaniche del manufatto realizzato.

Parliamo quindi di produzione additiva perché l'oggetto viene prodotto tramite la “addizione” strato su strato del materiale di produzione.



Figura 3.4: Processo produttivo

Ogni strato è una sottile sezione trasversale della parte derivata dai dati CAD originali, e avrà, ovviamente, uno spessore finito, così la parte risultante sarà un'approssimazione dei dati originali. Più sottile è lo strato, più il prototipo si conformerà all'oggetto originale.

La maggior parte dei processi AM comporta, almeno in una certa misura, le seguenti otto fasi (74):

- Concettualizzazione e CAD
- Conversione in STL / AMF
- Trasferimento e manipolazione del file STL / AMF sulla macchina AM
- Configurazione della macchina
- Costruzione
- Rimozione e pulizia delle parti
- Post-elaborazione della parte
- Applicazione



Figura 3.5: CAD di una tazzina da the: effetto della realizzazione usando spessori differenti (74)

### 3.4.1 | Fase 1: CAD

Il primo passo in qualsiasi processo di sviluppo del prodotto è quello di trovare un'idea per come il prodotto apparirà e dovrà funzionerà. La concettualizzazione può assumere molte forme, da descrizioni testuali e narrative a schizzi e modelli rappresentativi. Se si utilizza la tecnica dell'additive manufacturing, la descrizione del prodotto deve avvenire in forma digitale per consentire la realizzazione del modello fisico. E' anche possibile che la tecnologia AM venga utilizzata per prototipare e non costruire il prodotto finale, ma in entrambi i casi, sono richiesti modelli digitali. Risulta quindi evidente che tutte le parti AM devono partire da un modello software che descriva completamente la geometria esterna dell'oggetto. Questo può comportare l'uso di strumenti CAD professionali per la modellazione solida.

L'AM può quindi essere descritta come un processo di *Computer Aided Design* diretto o semplificato a un processo di *Computer Aided Manufacturing (CAD/CAM)*. A differenza della maggior parte delle altre tecnologie CAD/CAM, c'è poco o nessun intervento tra la progettazione e le fasi di produzione per AM. Il processo AM generico deve quindi iniziare con le informazioni CAD 3D.

Ci possono essere una varietà di modi per creare i dati sorgente 3D: questa descrizione del modello potrebbe essere generata da un esperto di progettazione tramite un'interfaccia utente, da un software come parte di un algoritmo di ottimizzazione automatizzato, da una scansione 3D di una parte fisica esistente o una combinazione di queste.

La maggior parte dei sistemi CAD 3D sono sistemi di modellazione solida con componenti di modellazione delle superfici; i modelli solidi sono spesso costruiti combinando insieme le superfici o aggiungendo spessore a una superficie.

In passato, il software di modellazione CAD 3D aveva difficoltà a creare modelli solidi completamente chiusi, dando origine a lacune che potevano portare a risultati imprevedibili. La maggior parte dei moderni strumenti CAD per la modellazione solida possono ora creare file senza lacune (ad esempio, "a tenuta stagna"), con conseguente rappresentazione geometrica inequivocabile di una parte.

La maggior parte dei pacchetti CAD tratta le superfici come strumenti di costruzione che vengono utilizzati per agire su modelli solidi, e questo ha l'effetto di mantenere l'integrità dei dati. Tuttavia, rimane ancora qualche software CAD 3D più vecchio o mal sviluppato che può portare a solidi che non sono completamente racchiusi e producono un'uscita di AM inaffidabile. Problemi di questo tipo vengono normalmente rilevati una volta che il modello CAD è stato convertito nel formato STL per la costruzione con tecnologia AM.

### 3.4.2 | Fase 2: conversione in STL

Ogni tecnologia AM utilizza il formato file *STereoLithography (STL)*, introdotto per la prima volta nel 1990. Questo formato è un modo semplice per descrivere un modello CAD in termini della sua sola geometria. Esso lavora rimuovendo ogni dato di costruzione, la storia di modellazione etc, approssimando le superfici del modello con una serie di sfaccettature triangolari.

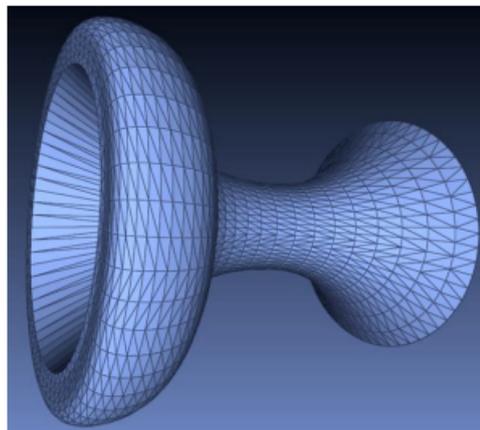


Figura 3.6: Discretizzazione a triangoli di un modello CAD (52)

La dimensione minima di questi triangoli può essere impostata con un software CAD e va calcolata in termini di distanza tra il piano rappresentato dai triangoli e la superficie rappresentata. In altre parole, deve avvenire che l'offset minimo del triangolo sia più piccolo della risoluzione della macchina AM. Lo scopo è ovviamente assicurarsi che il modello creato non mostri triangoli evidenti sulla superficie. Il processo di conversione in STL è automatico all'interno della maggior parte dei sistemi CAD, ma esiste la possibilità che si verifichino errori durante questa fase. Sono stati quindi sviluppati numerosi software per rilevarli e correggerli. I file STL sono una raccolta non ordinata di vertici triangolari e vettori normali alla superficie. Pertanto, un file STL non dispone di unità, colore, materiale o altre informazioni sulle funzionalità. Queste limitazioni hanno portato alla recente adozione di un nuovo formato di file: l'"AMF". Questo formato è ora un formato standard internazionale *ASTM / ISO* che estende il formato STL in modo da includere dimensioni, colore, materiale e molte altre funzionalità utili. Il software di riparazione del file STL, come il software *MAGICS* della società belga *Materialise*, viene utilizzato quando ci sono problemi con il file STL che potrebbero impedire la corretta costruzione della parte. Con geometrie complesse, può essere difficile per un essere umano rilevare tali problemi durante l'ispezione del CAD o dei dati STL generati successivamente. Se gli errori sono piccoli, potrebbero anche passare inosservati fino a quando la parte non è stata costruita. Tale software può quindi essere applicato come fase di controllo per garantire che non vi siano problemi con i dati del file STL prima che la compilazione venga eseguita. Poiché STL è essenzialmente una descrizione della superficie, i triangoli corrispondenti nei file devono puntare nella direzione corretta; in altre parole, il vettore normale alla superficie associato al triangolo deve indicare quale lato del triangolo è all'esterno o all'interno della parte. Inoltre, la geometria complessa e altamente discontinua può causare vertici triangolari che non si allineano correttamente. Ciò può causare spazi vuoti nella superficie. Varie tecnologie AM possono reagire a questi problemi in modi diversi, alcune macchine possono elaborare i dati STL in modo tale da colmare le lacune che portano a una non corretta rappresentazione della superficie desiderata, e potrebbe accadere che nella parte possa essere incluso materiale aggiuntivo e indesiderato. Mentre la maggior parte degli errori può essere rilevata e corretta automaticamente, potrebbe anche essere possibile l'intervento manuale. Il software dovrebbe quindi evidenziare il problema, indicando, ad esempio, quali siano i triangoli invertiti. Tuttavia, poiché le geometrie possono diventare molto complesse, può essere difficile per il software stabilire se il risultato è in realtà un errore o qualcosa che faceva parte dell'intento progettuale originale.

### 3.4.3 | Fase 3: Trasferimento e manipolazione del file STL

Una volta che il file STL è stato creato e riparato, può essere inviato direttamente alla macchina AM di destinazione. Idealmente, basterebbe premere il pulsante "stampa" e la macchina inizierebbe a costruire immediatamente la parte. Questo di solito non accade e potrebbero esserci una serie di azioni necessarie prima di costruire la parte. Il primo compito è quello di verificare che la parte sia corretta. Il software di sistema AM normalmente ha uno strumento di visualizzazione che consente all'utente di visualizzare e manipolare la parte. L'utente potrebbe voler riposizionare la parte o addirittura modificare l'orientamento per consentirne la costruzione in una posizione specifica all'interno della macchina. È abbastanza comune costruire più di una parte in una macchina AM che possono essere multipli della parte stessa, che quindi richiede una funzione di copia, o file STL completamente diversi, i quali, possono essere ridimensionati linearmente abbastanza facilmente. Alcune applicazioni possono richiedere che la parte AM sia leggermente più grande o leggermente più piccola dell'originale per tenere conto del restringimento del processo o dei rivestimenti. Potrebbe quindi essere necessario ridimensionare la parte prima della costruzione. Le applicazioni possono anche richiedere che la parte sia identificata; sono stati quindi sviluppati alcuni software per aggiungere testo e semplici funzionalità ai dati formattati STL aggiungendo caratteri in rilievo 3D. Casi più insoliti possono anche richiedere la segmentazione di file STL (ad esempio, per parti che potrebbero essere troppo grandi) o persino l'unione di più file STL.

### 3.4.4 | Fase 4: Setup della macchina

Tutte le macchine AM avranno almeno alcuni parametri di configurazione specifici per quella macchina o per quel particolare processo. Alcune macchine sono progettate solo per eseguire alcuni materiali specifici e offrono all'utente poche opzioni per variare lo spessore dello strato o altri parametri di costruzione. Questi tipi di macchine avranno pochissime modifiche all'installazione da apportare da una build all'altra. Altre macchine sono progettate per funzionare con una varietà di materiali e possono anche avere alcuni parametri che richiedono un'ottimizzazione per adattarsi al tipo di parte che deve essere costruita, o consentono di costruire parti più velocemente ma con una risoluzione più scarsa. Tali macchine possono avere numerose opzioni di configurazione disponibili. Nei casi più complessi è comune avere impostazioni predefinite o salvare file da configurazioni precedentemente definite per accelerare il processo di configurazione della macchina e per evitare errori. Normalmente, una procedura di configurazione errata comporterà comunque la costruzione di una parte. La qualità finale di tale parte può

tuttavia essere inaccettabile. Oltre a impostare i parametri del software della macchina, la maggior parte delle macchine deve essere fisicamente preparata per una compilazione. L'operatore deve verificare che nella macchina sia caricato materiale sufficiente per completare la costruzione. Per le macchine che utilizzano polvere, essa viene spesso setacciata e successivamente caricata e livellata nella macchina come parte dell'operazione di configurazione. Per i processi che utilizzano una piastra di costruzione, essa deve essere inserita e livellata rispetto agli assi della macchina. Alcune di queste operazioni di configurazione della macchina sono automatizzate come parte dell'avvio di una build, ma per la maggior parte delle macchine queste operazioni vengono eseguite manualmente da un operatore specializzato.

### 3.4.5 | Fase 5: Costruzione

Sebbene benefico dell'assistenza dei computer, le prime fasi del processo AM sono attività semiautomatiche che possono richiedere un notevole controllo manuale, interazione e processo decisionale. Una volta completati questi passaggi, il processo passa alla fase di costruzione controllata dal computer. È qui che avviene la produzione basata sugli strati precedentemente menzionata. Tutte le macchine AM avranno una sequenza simile di stratificazione, compresa una piattaforma regolabile in altezza, meccanismi di deposizione/diffusione del materiale e formatura della sezione trasversale dello strato. Alcune macchine combineranno contemporaneamente la deposizione del materiale e la formazione dello strato, mentre altre li separeranno. Finché non vengono rilevati errori durante la compilazione, le macchine AM ripeteranno il processo di stratificazione fino al completamento del pezzo.

### 3.4.6 | Fase 6: Rimozione

Idealmente, il prodotto all'uscita dalla macchina AM dovrebbe essere pronto per l'uso con un intervento manuale minimo. Il più delle volte, le parti richiederanno una quantità significativa di post-elaborazione prima che siano pronte per l'uso. La parte deve quindi essere separata dalla piattaforma di costruzione su cui è stata prodotta o bisogna rimuovere il materiale di costruzione in eccesso che circonda la parte stessa. Alcuni processi AM utilizzano materiale aggiuntivo diverso da quello utilizzato per realizzare la parte (materiali di supporto secondari). Queste strutture di supporto sono necessarie per evitare che la parte colli o si deformi durante il processo di costruzione. Mentre alcuni processi sono stati sviluppati per produrre supporti facili da rimuovere, in questa fase c'è spesso una quantità significativa di lavoro manuale richiesto. Per i supporti me-

tallici, può essere necessaria una macchina per elettroerosione a filo, una sega a nastro e/o un'attrezzatura di fresatura per rimuovere la parte dalla piastra di base e i supporti. Ovviamente è richiesto un certo grado di abilità dell'operatore nella rimozione delle parti, poiché la cattiva gestione di quest'ultime e la scarsa tecnica possono causare danni alla parte stessa.

### 3.4.7 | Post-Processing

La post-elaborazione si riferisce alle fasi (solitamente manuali) di finitura delle parti a fini applicativi. Ciò può comportare la finitura abrasiva, come la lucidatura e la carta vetrata, o l'applicazione di rivestimenti. Alcune applicazioni possono richiedere solo un minimo di post-elaborazione, altre applicazioni possono richiedere una gestione molto attenta delle parti per mantenere una buona precisione e finitura. Alcune post-elaborazioni possono comportare un trattamento chimico o termico. Diversi processi AM hanno risultati diversi in termini di precisione, e quindi potrebbe essere necessaria la lavorazione a dimensioni finali. Alcuni processi producono componenti relativamente fragili che possono richiedere l'uso di rivestimenti superficiali per rafforzare la parte finale. Ciò avviene spesso manualmente a causa della complessità delle parti AM, tuttavia, alcune delle attività possono trarre vantaggio dall'uso di utensili elettrici, fresatura CNC e attrezzature aggiuntive, come vasche di lucidatura o forni di essiccazione e cottura.

### 3.4.8 | Applicazione

Dopo la post-elaborazione, le parti sono pronte per l'uso. Va notato che, sebbene le parti possano essere realizzate con materiali simili a quelli disponibili da altri processi di produzione (come lo stampaggio e la fusione), le parti potrebbero non comportarsi secondo le specifiche standard del materiale. Alcuni processi AM creano intrinsecamente parti con piccoli vuoti intrappolati al loro interno, che potrebbero generare rotture sotto stress meccanico. Inoltre, alcuni processi possono causare il degrado del materiale durante la costruzione o per i materiali di non legarsi, collegarsi o cristallizzare in modo ottimale. In quasi tutti i casi, le proprietà sono anisotrope (proprietà diverse in direzioni diverse). Per la maggior parte dei processi AM in metallo, il raffreddamento rapido si traduce in microstrutture diverse da quelle della produzione convenzionale. Di conseguenza, le parti prodotte da AM si comportano in modo diverso rispetto alle parti realizzate utilizzando un approccio di produzione più convenzionale. Questo comportamento può

essere migliore o peggiore per una particolare applicazione; pertanto, il progettista deve essere consapevole di queste differenze e tenerne conto durante la fase di progettazione.

## 3.5 | Tipologie e tecnologie di additive manufacturing

L' *American Society for Testing and Materials (ASTM) group "ASTM F42 – Additive Manufacturing"*, ha formulato una serie di standard che classificano la gamma dei processi di *Additive Manufacturing* in 7 categorie:

- VAT Photopolymerisation
- Material Jetting
- Binder Jetting
- Material Extrusion
- Powder Bed Fusion
- Sheet Lamination
- Directed Energy Deposition

### 3.5.1 | VAT Photopolymerisation (VP)

I processi di fotopolimerizzazione utilizzano come materiali primari liquidi, resine polimerizzabili per radiazioni o fotopolimeri. La maggior parte dei fotopolimeri reagisce alle radiazioni nella gamma di lunghezze d'onda ultraviolette (UV), ma vengono utilizzati anche alcuni sistemi di luce visibile. Dopo l'irradiazione, questi materiali subiscono una reazione chimica per diventare solidi. Questa reazione è chiamata fotopolimerizzazione ed è tipicamente complessa, coinvolgendo molti partecipanti chimici.

A metà del 1980, Charles (Chuck) Hull stava sperimentando materiali polimerizzabili ai raggi UV esponendoli a un laser a scansione, simile al sistema trovato nelle stampanti laser. Scopri che si potevano produrre modelli di polimeri solidi. Polimerizzando uno strato su uno strato precedente, si poteva fabbricare una parte 3D solida.

#### 3.5.1.1 | Radiazioni utilizzate per la polimerizzazione

- Raggi gamma;
- raggi X;

- fascio di elettroni;
- UV;
- luce visibile.

### 3.5.1.2 | Stereolitografia

E' stato il primo sistema per la prototipazione rapida messo in commercio (1987) e attualmente è il più diffuso. Le stampanti stereolitografiche sfruttano le proprietà delle resine fotopolimeriche, nello specifico è presente una vasca contenente la resina liquida e si usufruisce di un laser a luce ultravioletta per innescare le reazioni di polimerizzazione nel materiale colpito. (52) Quando la polimerizzazione è completata, un pistone abbassa lo strato appena fotopolimerizzato e si procede con lo strato successivo, il ciclo si ripete fino ad ottenere l'oggetto finale. (13; 52) Il sistema è costituito da:

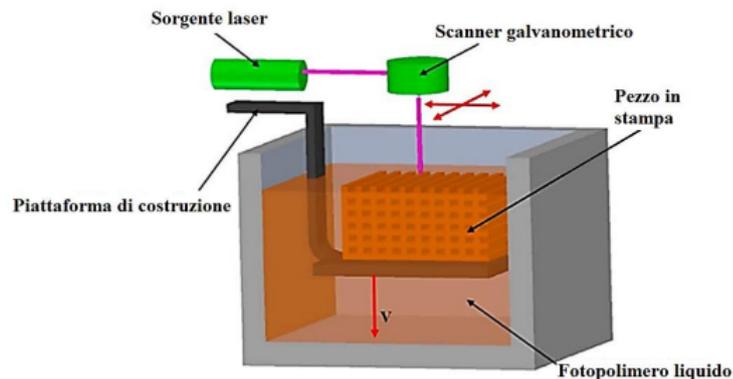


Figura 3.7: Schematizzazione SLA. (118)

- Vasca di contenimento del polimero liquido
- Elevatore
- Laser (He-Cd, Ar, Nd-YAG) con lunghezza d'onda  $\lambda = 0.5\mu m$ , potenza pari a 40 – 200mW e diametro del fascio alla distanza focale (spot) di circa 0.2mm
- Sistema di controllo (laser + elevatore)

Il processo vede le seguenti fasi: generazione del file macchina, costruzione del prototipo (ricoprimento e livellamento e fotopolimerizzazione mediante scansione laser), post-trattamento, pulizia e finitura del prototipo.

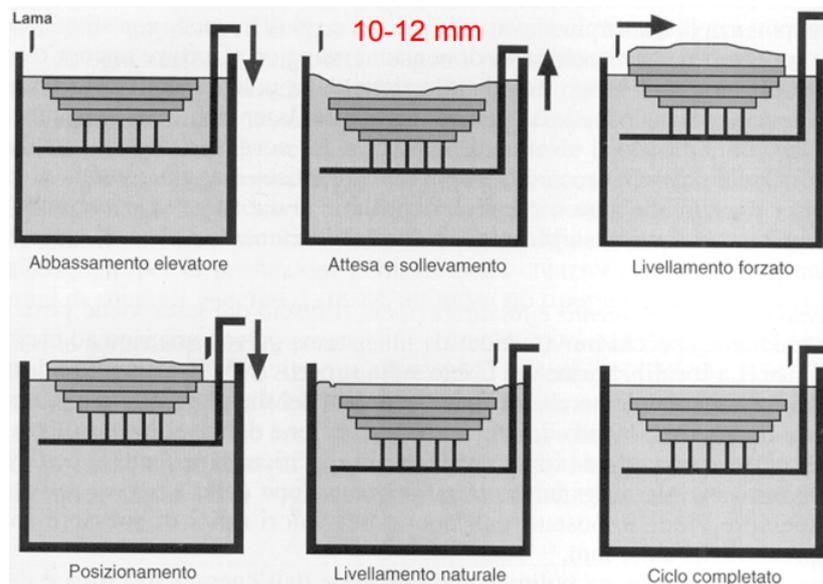


Figura 3.8: Sequenza delle fasi di ricoprimento e livellamento. Tempo necessario: 45 s/strato. (42)

### 3.5.1.3 | Caratteristiche del processo

I parametri operativi sono:

- Potenza laser
- Diametro del fascio
- Distribuzione di energia

La distribuzione «gaussiana» del fascio, approssimabile con una parabola, genera una “linea” polimerizzata che ha una forma cilindrica di sezione all’incirca parabolica.

Con la realizzazione degli strati successivi nascono gaps (distanza dei bordi delle sezioni polimerizzate) e sovrapposizioni degli strati. Rimane sempre della resina liquida intrappolata tra due linee polimerizzate adiacenti, il che comporta la necessità di post trattamento.

### 3.5.1.4 | Strategie di costruzione

- Generazione del perimetro
- Riempimento (hatching)

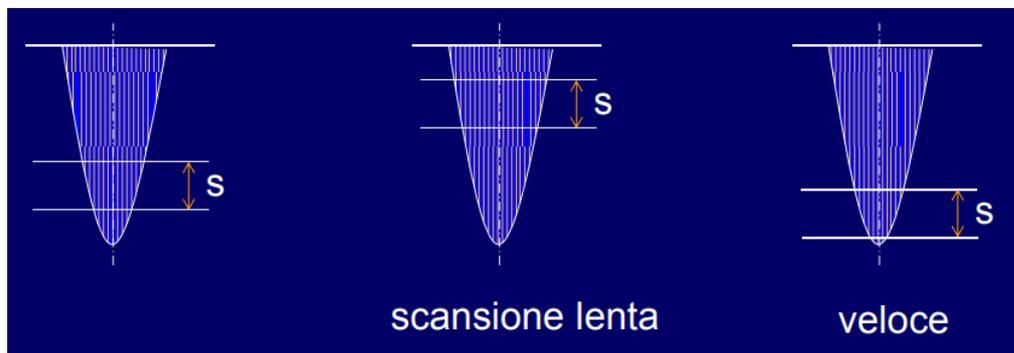


Figura 3.9: Meccanismo di solidificazione. (42)

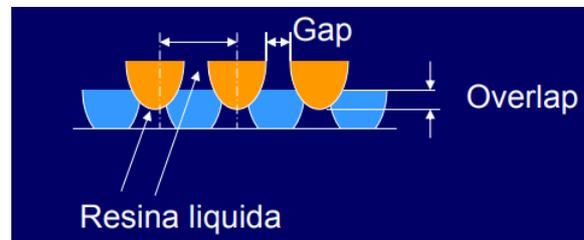


Figura 3.10: Realizzazione degli strati successivi. (42)

Indica il metodo utilizzato per collegare il perimetro esterno con il materiale interno di riempimento.

- Metodo "starweave" (usato con resine acriliche, tempo di costruzione contenuto)
- Metodo "aces" (usato con resine epossidiche, elevata precisione dimensionale, elevata finitura, ottime proprietà meccaniche. ACES (Accurate Clear Epoxy Solid), nome commerciale registrato 3D System. E' un metodo di costruzione con macchine SLA, usato per la produzione diretta di modelli di stampi per injection molding, utilizzati poi per la produzione di modelli in cera persa. E' un processo molto lento, usato per produzioni limitate.

Lo strato successivo ( $z + \Delta z$ ) viene realizzato con direzione  $90^\circ$  (scansioni sovrapposte alternate lungo X e Y).

### 3.5.1.5 | Parametri di processo

- Spessore dello strato ( $\Delta z$ ) e velocità di scansione  
Dipendono entrambi dal tipo di polimero e dai parametri laser.
- Strategia di scansione

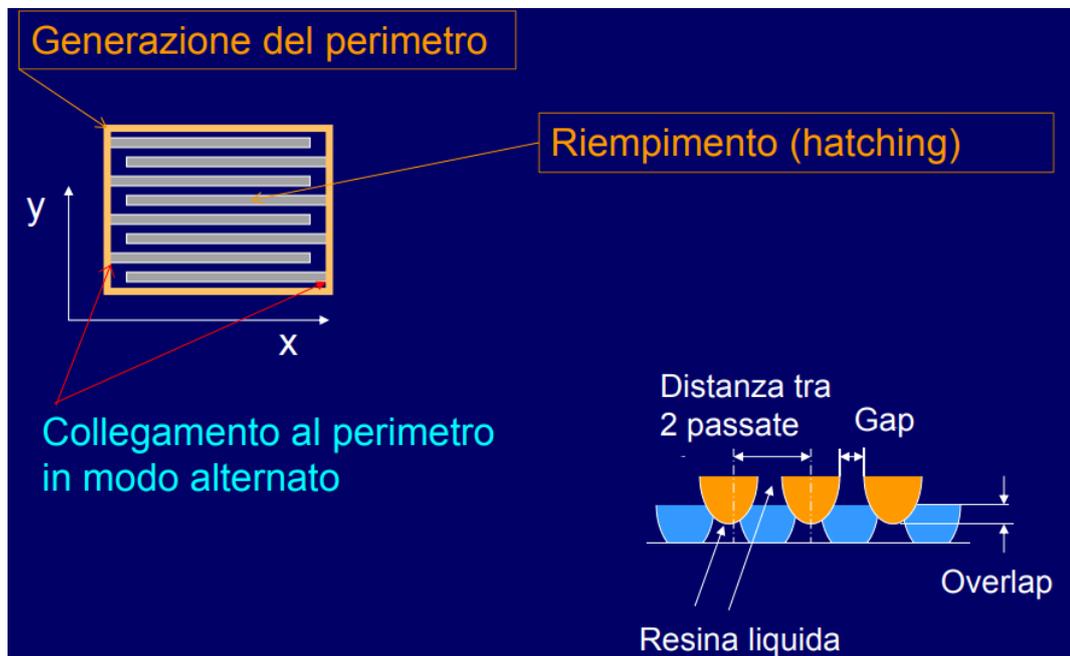


Figura 3.11: Schematizzazione di costruzione. (42)

Un'opportuna scelta minimizza le distorsioni e riduce i tempi di costruzione.

- **Compensazione**

In funzione del tipo di materiale e della geometria del pezzo vengono forniti alla macchina parametri per compensare il ritiro e limitare le distorsioni del pezzo.

### 3.5.1.6 | Proprietà importanti

- Reattività alla radiazione laser (deve essere molto selettiva, influenza la velocità di scansione)
- Viscosità e tensione superficiale (influenzano la velocità di ricoprimento-livellamento)
- Omogeneità e stabilità
- Ritiro

### 3.5.1.7 | Operazioni successive

- **Pulizia**

Si usano solventi che non vengano assorbiti dalle parti solide

- **Trattamento post-process**

Esposizione alla luce UV (1-12 ore) per consentire la polimerizzazione della resina rimasta intrappolata

- **Finitura**

Metodi manuali a seconda dell'applicazione del prototipo

### 3.5.1.8 | Difettosità nei pezzi realizzati

- **Errori legati alla dinamica del sistema di scansione laser**

- **Curl distortion**

Distorsione dovuta al ritiro di strati successivi che porta ad un incurvamento verso l'alto delle parti sporgenti che è limitata dai supporti.

- **Swelling**

Rigonfiamento dovuto ad infiltrazione di resina non polimerizzata (monomero) nelle parti già polimerizzate (gli strati più bassi).

- **Rigonfiamento dovuto ad infiltrazione di resina non polimerizzata (monomero) nelle parti già polimerizzate (gli strati più bassi).**

- **Faceting**

In figura 3.12 viene riportata una schematizzazione dell'influenza della velocità e della variazione di direzione.

### 3.5.1.9 | Pregi e difetti

Il pregio più importante della stereolitografia è la capacità di produrre oggetti con un'ottima qualità superficiale e soprattutto un'elevata risoluzione a partire da  $10\mu m$ . (52; 118) In aggiunta, è l'unica tecnologia di stampa 3D che permette la realizzazione di modelli di grandi dimensioni. (132) Di contro, questa tecnologia è piuttosto costosa, il processo è lento ed è compatibile con pochi materiali; inoltre, le reazioni di polimerizzazione e la loro cinetica sono complesse. (52; 118) Un altro inconveniente si ha nel caso in cui ci siano residui dei fotoiniziatori che potrebbero essere citotossici. (52; 188)

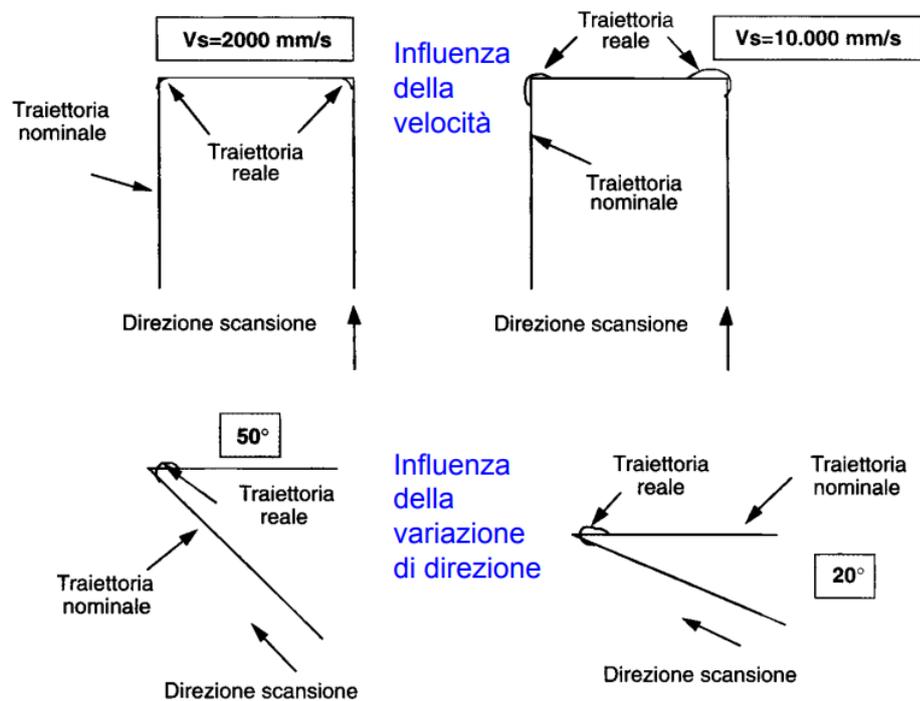


Figura 3.12: Influenza della velocità e della variazione di direzione

### 3.5.1.10 | Materiali utilizzati

- Poliacrilato
  - Shrinkage 5-20 %
  - Curling elevato
- Resine epossidiche
  - Shrinkage 1-2 %
  - Curling ridotto
  - Velocità di cura ridotta
  - Fragile
  - Igroscopia elevata

Le resine attualmente usate sono a base epossidica con una parte di poliacrilato:

- polyester acrylate (PEA)
- epoxy acrylates (EA)

- urethane acrilates (UA)
- amino acrilates
- cycloaliphatic epoxies

#### 3.5.1.11 | Vantaggi

Tra i vantaggi figurano l'accuratezza delle parti:

- spessore layers (da 20 a 150  $\mu m$ )
- dimensione minima features da 80 a 300  $\mu m$
- finitura superficiale liscia, elevata tolleranza dimensionale e caratteristiche finemente dettagliate (pareti sottili, spigoli vivi, ecc ...)

e un grande volume di costruzione (fino a 50 x 50x 60  $cm^3$ ).

#### 3.5.1.12 | Svantaggi

Tra gli svantaggi figurano:

- Richiede post-polimerizzazione
- La polimerizzazione a lungo termine può portare a deformazioni
- Le parti sono piuttosto fragili e hanno una superficie appiccicosa
- Necessità di strutture di supporto
- I supporti devono essere rimossi a mano
- Il materiale non stagionato è tossico
- Poca scelta di materiale
- Processo lento
- Costi
  - Materiale
  - Operatore addestrato
  - Ambiente di laboratorio necessario (gas!)
  - Il laser dura 2000 ore, costa \$20'000

### 3.5.2 | Powder bed fusion (PBF)

I processi di fusione a letto di polvere (PBF) sono stati tra i primi processi AM a essere commercializzati. Sviluppato presso l'Università del Texas ad Austin, negli Stati Uniti, la sinterizzazione laser selettiva (SLS) è stato il primo processo PBF commercializzato. Tutti i processi PBF condividono un insieme di caratteristiche di base. Questi includono una o più fonti termiche per indurre la fusione tra particelle di polvere, un metodo per controllare la fusione della polvere in una regione prescritta di ciascun strato e meccanismi per aggiungere e levigare strati di polvere. Le fonti termiche più comuni per PBF sono i laser. I processi LS sono stati originariamente sviluppati per produrre prototipi in plastica utilizzando una tecnica di scansione laser puntuale. Questo approccio è stato successivamente esteso alle polveri metalliche e ceramiche; sono ora utilizzate ulteriori fonti termiche e le vengono introdotte commercialmente varianti per la fusione a strati di materiali in polvere. Di conseguenza, i processi PBF sono ampiamente utilizzati in tutto il mondo, hanno una vasta gamma di materiali (inclusi polimeri, metalli, ceramiche e compositi).

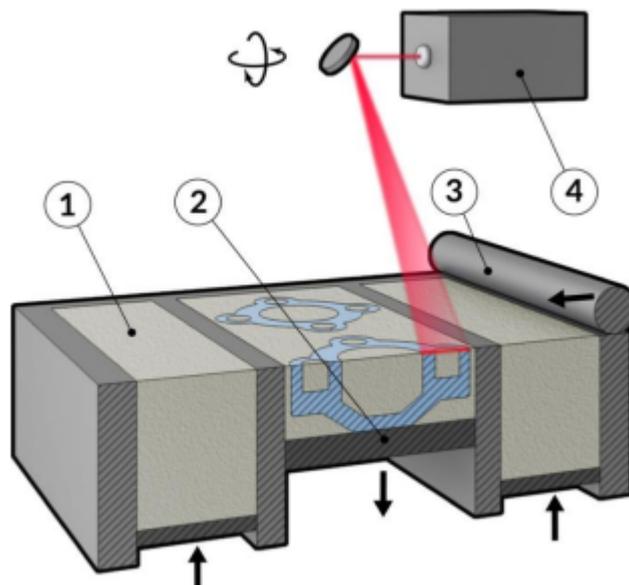


Figura 3.13: Processo PBF. (74)

#### 3.5.2.1 | Selective Laser Sintering

La sinterizzazione laser selettiva è una tecnica di stampa basata sulla deposizione di uno strato di materiale in forma di polvere fine, la sua fusione tramite un raggio laser

e la deposizione del successivo strato al di sopra del precedente; il ciclo si ripete fino al completamento dell'oggetto che si vuole realizzare. Il laser comunemente impiegato per questa operazione è del tipo ad anidride carbonica ed emette un fascio di luce infrarossa con lunghezza d'onda di  $10,6\mu m$ .(52) Le polveri colpite dal raggio infrarosso ne assorbono la radiazione, si ha un riscaldamento locale che causa il rammollimento e la fusione delle particelle che così si legano insieme a seguito della solidificazione. Il laser lavora solo sul piano bidimensionale, in quanto la terza dimensione è data dal movimento della piattaforma di stampa che si abbassa, per mezzo di un pistone. Per limitare lo sviluppo di tensioni termiche interne, il processo è interamente eseguito in una camera termostatica la cui temperatura è impostata ad un valore leggermente inferiore al punto di rammollimento delle polveri in uso, in questo modo si riducono anche i tempi di esecuzione raggiungendo più rapidamente la giusta temperatura per la fusione. (96)

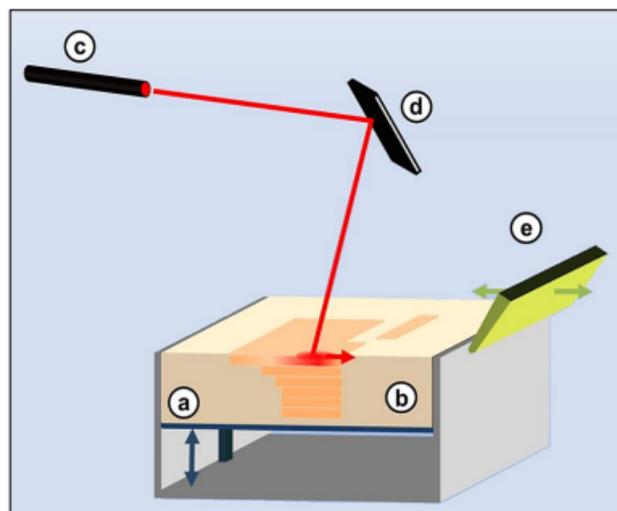


Figura 3.14: Schema di una stampante SLS. a) Piattaforma di costruzione mobile verticalmente. b) Letto di polveri e strati del modello sinterizzati. c) Sorgente laser. d) Dispositivo ottico del laser. e) Lama per la deposizione degli strati.(52)

### 3.5.2.2 | Materiali

I materiali idonei per questa tecnologia sono:

- polveri metalliche e di leghe
- ceramiche
- polveri polimeriche

- polietilene (PE)
- poliammidi (PA)
- policaprolattone (PCL)
- polieterechetone (PEEK)
- materiali polimerici compositi, per esempio poliammide rinforzata con fibre di vetro

### 3.5.2.3 | Vantaggi

La caratteristica più vantaggiosa del Selective Laser Sintering è la polvere in eccesso, che restando sulla piattaforma assume il ruolo di materiale di supporto all'oggetto in creazione, in questo modo si possono stampare anche modelli con struttura complessa senza ricorrere ad impalcature con altri materiali di supporto. Ulteriore vantaggio è la porosità dei componenti prodotti con questa tecnologia, proprietà molto utile nel caso di applicazioni che esigono elevate aree superficiali, come spesso avviene nell'ingegneria tissutale. (52; 96)

### 3.5.2.4 | Svantaggi

Il primo svantaggio è legato alla porosità: i pori potrebbero rappresentare degli eventuali punti deboli nel caso in cui l'oggetto venga sottoposto a carichi meccanici. Correlato al rischio di rottura, bisogna considerare svantaggioso anche lo stress termico locale che il fascio laser induce nel materiale che poi rilassandosi va incontro a deformazioni. Infine, altro aspetto non vantaggioso è la necessità di avere una camera termostata e, in molti casi, anche in atmosfera di gas inerte per prevenire la degradazione del materiale a seguito dell'ossidazione. (52; 96)

### 3.5.2.5 | Parametri d'influenza

Giocano un ruolo fondamentale:

- la dimensione delle particelle di polvere influisce notevolmente sulla rugosità superficiale e la risoluzione dell'oggetto stampato
- la distribuzione granulometrica delle polveri e il loro impaccamento per conferire un'adeguata densità

- le caratteristiche del laser (potenza e diametro del raggio emesso), in quanto da questi dipende l'efficacia della sinterizzazione e di conseguenza la resistenza dei pezzi. Liu fa notare come l'operazione sia più performante se il laser raggiunge la temperatura massima consentita per fondere le polveri nel tempo minore possibile
- le operazioni manuali di post-processing (coating e la fresatura) migliorano le proprietà superficiali dell'oggetto
- la pressatura isostatica migliora la resistenza meccanica

### 3.5.2.6 | Tecniche PBF

La figura 3.15 mostra una schematizzazione delle tecniche PBF.

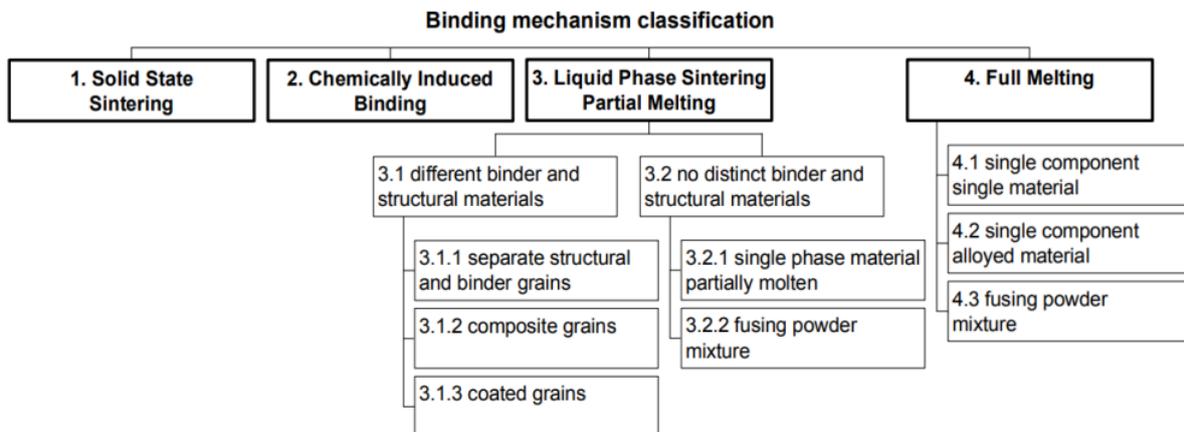


Figura 3.15: Tecniche PBF.(74)

#### ■ Solid State Sintering

La sinterizzazione indica la fusione di particelle di polvere senza fusione (cioè nel loro "stato solido") a temperature elevate. Ciò si verifica a temperature comprese tra la metà della temperatura di fusione assoluta e la temperatura di fusione. La forza trainante per la sinterizzazione allo stato solido è la minimizzazione dell'energia libera totale, ad esempio, delle particelle di polvere. Il meccanismo di sinterizzazione è principalmente la diffusione tra particelle di polvere.

#### ■ Sinterizzazione indotta chimicamente

La sinterizzazione indotta chimicamente comporta l'uso di reazioni chimiche attivate termicamente tra due tipi di polveri o tra polveri e gas atmosferici per formare

un sottoprodotto che lega insieme le polveri. Questo meccanismo di fusione è utilizzato principalmente per i materiali ceramici. Una caratteristica comune della sinterizzazione indotta chimicamente è la porosità parziale. Di conseguenza, sono spesso necessarie l'infiltrazione post-processo o la sinterizzazione del forno ad alta temperatura a densità più elevate per ottenere proprietà utili per la maggior parte delle applicazioni. Un esempio è la lavorazione dell'alluminio in un'atmosfera di azoto, che forma una matrice di alluminio con piccole regioni di AlN intervallate.

■ Liquid phase sintering (LPS)

LPS è probabilmente il meccanismo più versatile per PBF. LPS è un termine ampiamente utilizzato nell'industria della lavorazione delle polveri per riferirsi alla fusione di particelle di polvere quando una porzione di costituenti all'interno di una raccolta di particelle di polvere diventa fusa, mentre altre porzioni rimangono solide. In LPS, i costituenti fusi agiscono come la colla che lega insieme le particelle solide. Di conseguenza, le particelle ad alta temperatura possono essere legate insieme senza dover fondere o sinterizzare direttamente tali particelle.

**Particelle separate** (fig. 3.16): una combinazione semplice e ben miscelata di legante e particelle di polvere strutturale è sufficiente in molti casi per LPS. Nei casi in cui il materiale strutturale ha le proprietà dominanti desiderate nella struttura finale, è vantaggioso che il materiale legante sia più piccolo nella dimensione delle particelle rispetto al materiale strutturale. Ciò consente un imballaggio più efficiente nel letto di polvere, meno restringimento e minore porosità dopo il legame.



Figura 3.16: Particelle separate. (74)

**Particelle composite** (fig. 3.17): le particelle composite contengono sia il legante che il materiale strutturale all'interno di ciascuna particella di polvere. La lega meccanica di particelle leganti e strutturali o la macinazione di miscele fuse, estruse o stampate in polvere si traduce in particelle di polvere costituite da legante e

materiali strutturali agglomerati insieme. I vantaggi delle particelle composite sono che in genere formano parti verdi a densità più elevata e in genere hanno una migliore finitura superficiale dopo la lavorazione rispetto alle particelle separate.

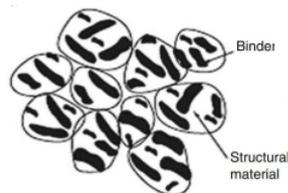


Figura 3.17: Particelle composite. (74)

**Particelle rivestite** (fig. 3.18): in alcuni casi, un composito formato dal rivestimento di particelle strutturali con un materiale legante è più efficace degli agglomerati casuali di leganti e materiali strutturali. Queste particelle rivestite possono avere diversi vantaggi tra cui un migliore assorbimento dell'energia laser, un legame più efficace delle particelle strutturali e migliori proprietà di flusso.

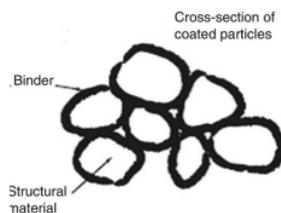


Figura 3.18: Particelle rivestite. (74)

**Legante indistinto / materiali strutturali** (figura 3.19): Nei polimeri, a causa della loro bassa conduttività termica, è possibile fondere particelle di polvere più piccole e le regioni esterne di particelle di polvere più grandi senza fondere l'intera struttura. Se etichettare più correttamente questo fenomeno LPS o solo "fusione parziale" è una questione di dibattito. Anche con i polimeri, la fusione può avvenire tra particelle polimeriche al di sopra della loro temperatura di transizione vetrosa, ma al di sotto della loro temperatura di fusione.

■ Full melting

La fusione completa è il meccanismo più comunemente associato alla lavorazione PBF di leghe metalliche ingegneristiche e polimeri semicristallini. In questi materiali, l'intera regione di materiale sottoposto a energia termica interferente viene



Figura 3.19: Legante indistinto / materiali strutturali. (74)

fusa a una profondità superiore allo spessore dello strato. L'energia termica delle scansioni successive di un raggio laser o di elettroni (accanto o sopra l'area appena scansionata) è tipicamente sufficiente per rifondere una porzione della struttura solida precedentemente solidificata; e quindi, questo tipo di fusione completa è molto efficace nel creare strutture ben legate e ad alta densità da metalli e polimeri ingegneristici.

### 3.5.2.7 | Electron beam melting

La fusione a fascio di elettroni (EBM) è diventata un approccio di successo al PBF. Come dice il nome, si tratta di una fusione a fascio di elettroni. La fusione del materiale, infatti, avviene per effetto dell'azione di una fonte di energia ad alta concentrazione rappresentata da elettroni.

In questa particolare tecnica di Additive Manufacturing, un filamento di tungsteno è posto in una griglia, o anodo. Una corrente viene applicata al filamento il quale viene riscaldato a 2200 – 2700 K. Gli elettroni sono collimati e accelerati da un campo elettrico che si genera tra il filamento (catodo) e l'anodo, ad un'energia di oltre 60 keV, in tal modo viene generato un e-beam che scorre lungo il tubo. La potenza del fascio può arrivare fino a 3KW.

Nel tubo vi sono delle lenti magnetiche. La prima lente serve a correggere l'astigmatismo, ossia serve per generare un e-beam circolare con una distribuzione di energia gaussiana. La seconda lente è la lente di messa a fuoco che focalizza il fascio in un piccolo spot di 0,1 mm. Infine, la lente di deflessione scansiona l'e-beam attraverso l'area di costruzione. Nella camera di costruzione avviene il processo di costruzione. All'interno della camera ci sono 2 contenitori per la polvere.

Tra i parametri principali di questa tecnica di Additive Manufacturing ci sono:

- Tensione di accelerazione  $V_a$
- Corrente del fascio  $I_b$
- Velocità di scansione  $V_s$
- Spessore dello strato di polvere  $t_l$
- Temperatura di preriscaldamento  $T_{pr}$

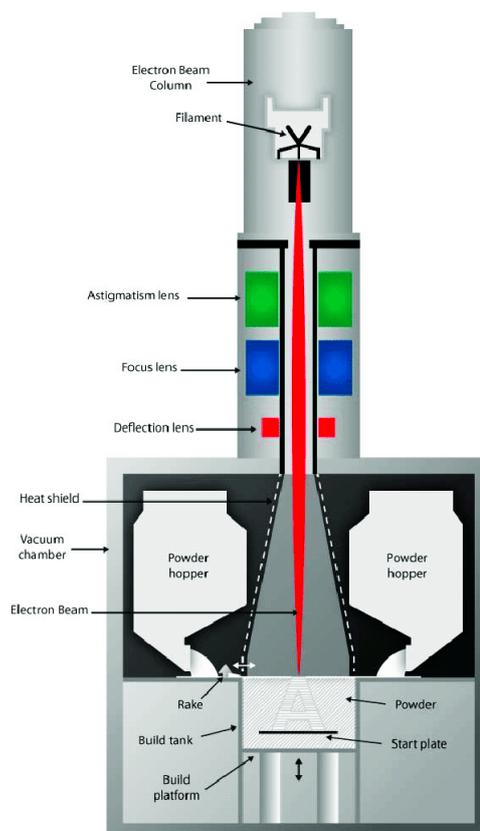


Figura 3.20: Schematizzazione EBM.

### 3.5.2.8 | Vantaggi dell'EBM

- Prezzo Il pezzo finito presenta caratteristiche fisico-meccaniche non riproducibili con i sistemi a laser. Questo è dovuto al fatto che in questa particolare tecnica di Additive Manufacturing, il processo EBM, viene eseguito ad alta temperatura. Infatti, il fascio viene defocalizzato sulla piastra di costruzione facendo arrivare

tale temperatura fino a  $750^{\circ}$ (Tpr). L'elevata temperatura di costruzione aiuterà a prevenire l'accumulo di tensioni residue nel pezzo finito.

- **Tipologia di processo** Il processo avviene sottovuoto. Il vuoto è necessario perché gli elettroni interagiscono con gli atomi gassosi, se presenti, e vengono deviati. L'uso del vuoto è comunque vantaggioso per il processo, poiché il vuoto impedirà le reazioni tra i metalli reattivi, per esempio il titanio, con i gas atmosferici, come l'ossigeno. Inoltre il vuoto funge da isolante e aiuta a mantenere la temperatura del processo elevata. L'unica tecnica di Additive Manufacturing la quale utilizza il vuoto per ottenere risultati vantaggiosi è proprio l'EBM.
- **Recupero delle polveri** Recupero quasi totale delle polveri inutilizzate. Particelle leggermente sinterizzate circondano la parte completamente solida e fusa. Questo eccesso di polvere sarà rimosso usando il cosiddetto Powder Recovery System (PRS). Nel PRS, la stessa polvere usata per la costruzione viene usata per spazzare via la polvere sinterizzata che circonda il pezzo finito. Tutta la polvere eliminata dalla parte viene riciclata nel processo ancora una volta e la perdita di materiale è minimo.



Figura 3.21: Rimozione polveri.

### 3.5.2.9 | Difetti

- **Pochi materiali a disposizione.** Tra cui Alluminuro di Titanio Ti6Al4V, Inconel 718 NiFe, lega composta Cromo Cobalto Molibdeno CrCoMo.

- Occorre personale altamente specializzato
- Elevato costo dei macchinari
- Rugosità peggiore rispetto ad altre tecniche, dovuta anche alla dimensione della polvere. La ragione della morfologia superficiale più ruvida nel processo EBM è che essa è anche influenzata dalla dimensione dello spot. La dimensione dello spot è a sua volta influenzata dalle bobine magnetiche che modellano il fascio di elettroni. La dimensione dell'e-beam sarà anche influenzata dall'accumulo di carica negativa che ha luogo nel processo.

#### 3.5.2.10 | Fattori di disturbo

Ottimizzare i parametri di processo, vuol dire evitare fattori di disturbo quali l'effetto "Balling" e l'effetto "Smoking". Nell'Additive Manufacturing, la non-ottimizzazione, potrebbe portare al fallimento del processo di stampa.

- L'effetto Balling: si tratta della formazione di sfere fuse, presenti nella maggior parte delle tecniche di Additive Manufacturing, le quali si formano sulla superficie, rovinando le caratteristiche del materiale. Dipende dalla velocità di scansione e dalla temperatura di pre riscaldamento. Un'elevata velocità di scansione ed una bassa temperatura di pre riscaldamento aumentano l'effetto Balling.

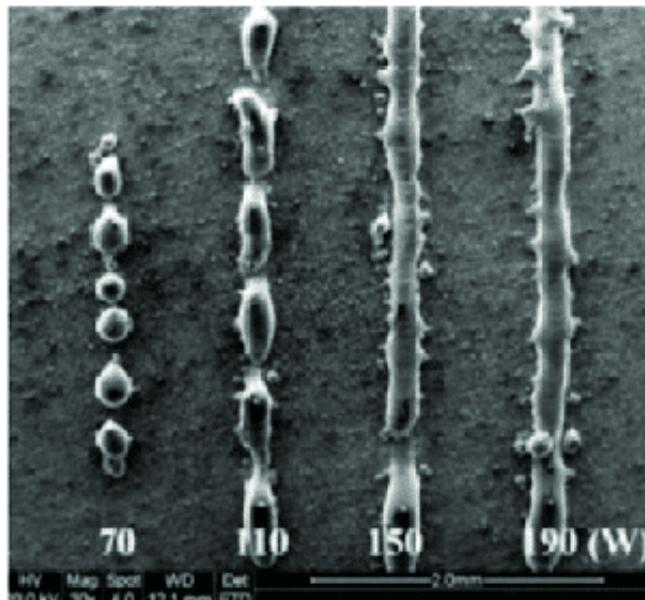


Figura 3.22: Effetto Balling.

- Effetto “Smoking”: a causa della carica negativa dell’elettrone che bombarda la superficie, il letto di polvere si caricherà se esiste una conduzione inferiore tra le particelle di polvere e il terreno. Se la carica diventa troppo alta e le forze negative di repulsione tra le particelle di polvere diventano maggiori della forza gravitazionale e delle forze di attrito che le tengono in posizione, le polveri creeranno una nuvola all’interno della camera, “fumo”. Un altro effetto dell’accumulo di carica negativa è il rischio di deflessione dell’e-beam, con conseguente diminuzione della precisione del fascio e dello spot diffusione. Un ruolo importante è svolto dalla Tpr, infatti, la temperatura elevata sinterizza leggermente le particelle di polvere che circondano la parte finita completamente fusa. Una polvere leggermente sinterizzata aiuterà ad aumentare la conduttività tra i singoli grani di polvere, diminuendo il rischio di fumo.

### 3.5.3 | Extrusion based system

La tecnologia basata sull’estrusione (fig. 3.23) è attualmente la più popolare sul mercato. Mentre ci sono altre tecniche per creare l’estrusione, il calore viene normalmente utilizzato per fondere materiale sfuso in una piccola camera portatile. Il materiale viene spinto attraverso da un sistema di alimentazione, che crea la pressione per estrarre. Ci sono una serie di caratteristiche chiave che sono comuni a qualsiasi sistema basato sull’estrusione:

- Carico del materiale
- Liquefazione del materiale
- Applicazione della pressione per spostare il materiale attraverso l’ugello
- Estrusione
- Plottaggio secondo un percorso predefinito e in modo controllato
- Incollaggio del materiale a se stesso o materiali di costruzione secondari per formare una struttura solida coerente
- Inclusione di strutture di supporto per consentire caratteristiche geometriche complesse

Il controllo preciso dell’estrusione dipende da un numero significativo di parametri, tra cui:

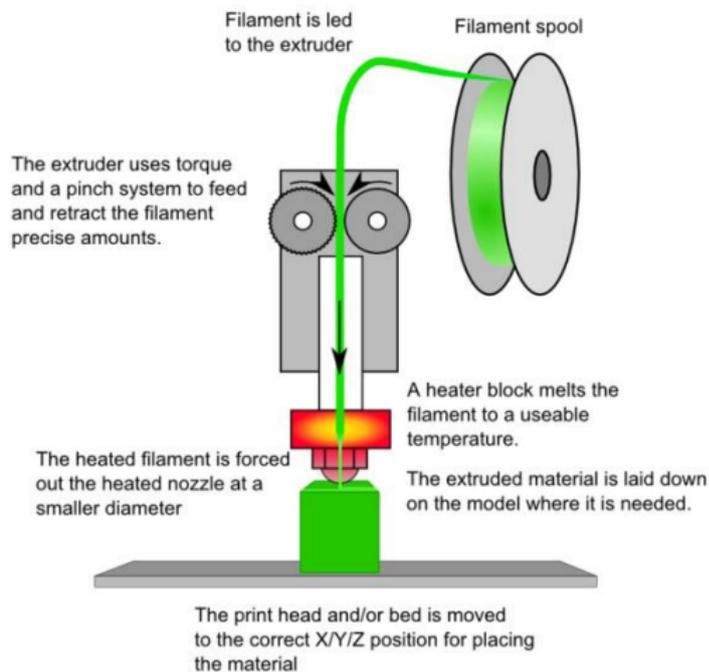


Figura 3.23: Extrusion based system. (74)

- Pressione di ingresso
- Temperatura
- Diametro dell'ugello
- Caratteristiche del materiale
- Gravità e altri fattori
- Accumulo di temperatura all'interno del pezzo

### 3.5.4 | Material jetting

Material jetting (MJ) (fig.3.24) è una delle tecnologie di stampa 3D più veloci e accurate. Costruisce parti utilizzando goccioline di fotopolimero liquido, che vengono polimerizzate (rese solide) con luce UV. Poiché la resina fotopolimerica viene spruzzata in goccioline prima di essere solidificata, MJ viene spesso paragonata al processo a getto d'inchiostro 2D. Tuttavia, mentre le stampanti a getto d'inchiostro depositano solo un singolo strato di goccioline d'inchiostro, MJ costruisce strato su strato fino a quando la parte non è finita.

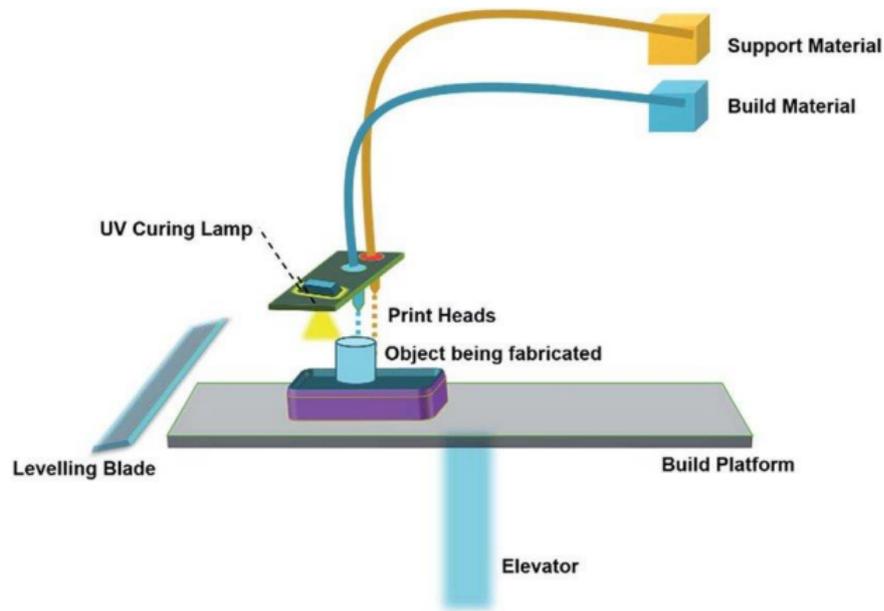


Figura 3.24: Material jetting. (74)

#### 3.5.4.1 | Vantaggi e svantaggi

- Utilizzando testine di stampa con centinaia o migliaia di ugelli, è possibile depositare molto materiale rapidamente e su una considerevole quantità.
- Relativi a più materiali, i colori possono essere stampati da alcune macchine AM commerciali
- La scelta dei materiali fino ad oggi è limitata. Solo cere e fotopolimeri sono disponibili in commercio. La precisione delle parti, in particolare per le parti di grandi dimensioni, non è generalmente buona come con altri processi, in particolare la fotopolimerizzazione in vasca e l'estrusione di materiale.

#### 3.5.5 | Binder jetting

I processi di Binder jetting (BJ) (fig.3.25) stampano un legante in un letto di polvere per fabbricare una parte. Quindi, in BJ, solo una piccola parte del materiale della parte viene consegnata attraverso la testina di stampa. La maggior parte del materiale della parte è composto da polvere nel letto di polvere. Tipicamente, le goccioline leganti (80  $\mu m$  di diametro) formano agglomerati sferici di particelle liquide e di polvere legante e forniscono legame allo strato precedentemente stampato.

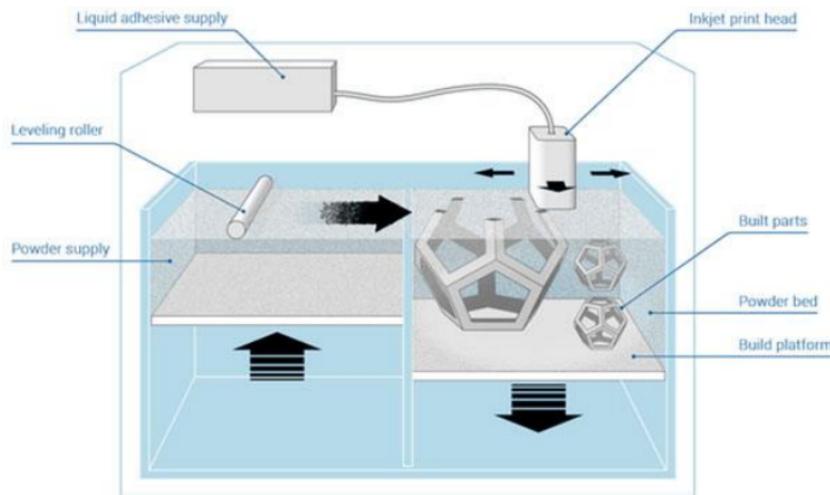


Figura 3.25: Processo di binder jetting. (74)

Poiché la testina della stampante contiene diversi ugelli di espulsione (fig.3.26), BJ presenta diverse vie unidimensionali parallele per la creazione di modelli. Poiché il processo può essere scalato economicamente semplicemente aumentando il numero di ugelli della stampante, il processo è considerato un processo scalabile. I leganti poli-



Figura 3.26: Ugelli d'ieiezione.

merici sono usati per i metalli. Per fabbricare una parte metallica (fig.3.27), la parte "verde" viene rimossa dalla macchina AM, quindi viene soggetta a tre cicli del forno. Nel primo ciclo, la bassa temperatura viene utilizzata per diverse ore per bruciare il legante polimerico. Nel secondo ciclo, l'alta temperatura viene utilizzata per sinterizzare leggermente le particelle metalliche insieme in modo che la parte abbia una resistenza decente. Se questo ciclo è troppo lungo, le particelle metalliche si fondono più com-

pletamente, causando la perdita della precisione dimensionale della parte e della forma desiderata. Dopo questo ciclo, la parte è densa di circa il 60 %. Nel ciclo finale, un lingotto di bronzo viene posto nel forno a contatto con la parte in modo che il bronzo si infiltri nei pori della parte, risultando in parti dense al 90-95 %.

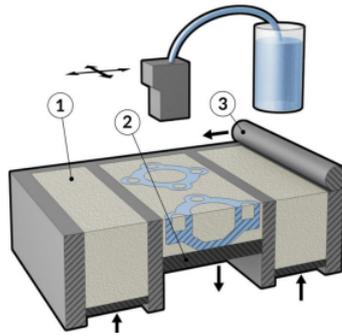


Figura 3.27: BJ per i metalli. (74)

### 3.5.5.1 | Vantaggi e svantaggi

Rispetto a MJ, il binder jetting presenta alcuni vantaggi distinti. In primo luogo, può essere più veloce poiché solo una piccola frazione del volume totale della parte deve essere erogata attraverso la stampa. In secondo luogo, la combinazione di materiali in polvere e additivi nei leganti consente composizioni di materiali che non sono possibili, o non facilmente raggiungibili, utilizzando metodi diretti.

Tra gli svantaggi abbiamo che le parti fabbricate con processi BJ tendono ad avere accuratèzze e finiture superficiali più povere rispetto alle parti realizzate con MJ, inoltre, le fasi di infiltrazione sono in genere necessarie per fabbricare parti dense o per garantire buone proprietà meccaniche.

### 3.5.6 | Sheet lamination process

Una delle prime tecniche di produzione additiva commercializzate è stata la produzione di oggetti laminati (LOM) (fig. 3.28). Questa tecnica si basa sull'utilizzo di carta, plastica o laminati sotto forma di strati che sono incollati e tagliati con una lama o con l'uso di un laser, fino al raggiungimento della forma desiderata. Il primo sistema commerciale LOM nasce nel 1991, sviluppato da Helisys di Torrance, CA. I componenti principali del sistema sono un meccanismo di alimentazione che fa avanzare un foglio su una piattaforma di costruzione, un rullo riscaldato per applicare pressione per incollare il foglio allo strato sottostante e un laser per tagliare il contorno della parte in ogni strato

di foglio. Le parti sono prodotte impilando, incollando e tagliando strati di materiale in fogli rivestiti di adesivo sopra il precedente. Un laser taglia il contorno della parte in ogni strato. Dopo che ogni taglio è stato completato, la piattaforma si abbassa di una profondità pari allo spessore del foglio (in genere 0,002-0,020 pollici) e un altro foglio viene posto sopra gli strati precedentemente depositati. La piattaforma si alza leggermente e il rullo riscaldato applica una pressione per incollare il nuovo strato. Il laser taglia il contorno e il processo viene ripetuto fino al completamento della parte. Dopo che uno strato è stato tagliato, il materiale extra rimane in posizione per supportare la parte durante la costruzione.

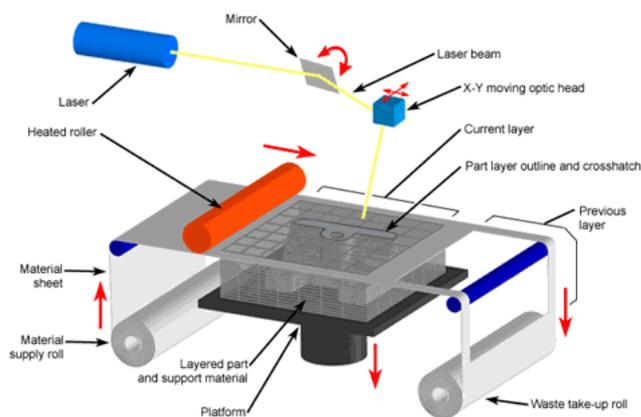


Figura 3.28: Schematizzazione LOM (42)

Nei processi di "legame-poi-forma" (fig.3.29), il processo di costruzione consiste tipicamente in tre fasi nella seguente sequenza: posizionare il laminato, incollarlo al substrato e tagliarlo secondo il contorno della fetta. Le macchine LOM originali utilizzavano questo processo con rotoli di materiale con supporto adesivo. Un rullo riscaldato passa attraverso il foglio dopo averlo posizionato per ogni strato, sciogliendo l'adesivo e producendo un legame tra gli strati. Un laser (o in alcuni casi un coltello da taglio meccanico) progettato per tagliare a una profondità di uno spessore di strato taglia il contorno della sezione trasversale in base alle informazioni sulla fetta. Il materiale inutilizzato viene lasciato sul posto come materiale di supporto e viene tagliato a dadini usando un motivo a campitura in piccoli pezzi rettangolari chiamati "piastrelle" o "cubi". Questo processo di incollaggio e taglio viene ripetuto fino a quando non viene costruita la parte completa.

Nei processi di forma-incollaggio (fig.3.30), il materiale del foglio viene tagliato per modellare prima e poi incollato al substrato. Questo approccio è popolare per la co-

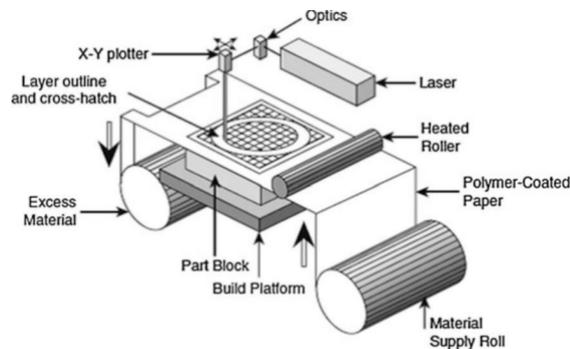


Figura 3.29: Processo legame-poi-forma. (74)

struzione di parti in materiali metallici o ceramici che sono legati termicamente, ma l'implementazione è stata principalmente a livello di ricerca.

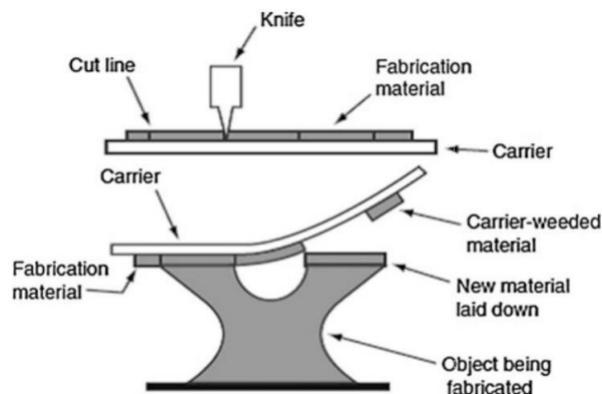


Figura 3.30: Processo legame-incollaggio. (74)

Sono stati sviluppati numerosi altri processi basati sulla laminazione della lamiera che coinvolgono altri materiali da costruzione e strategie di taglio. A causa del principio di costruzione, vengono tagliati solo i contorni esterni delle parti e i fogli possono essere tagliati e quindi impilati o impilati e quindi tagliati. Questi processi possono essere ulteriormente classificati in base al meccanismo impiegato per ottenere l'incollaggio tra gli strati:

- incollaggio o incollaggio adesivo,
- legame termico,
- serraggio,

- saldatura ad ultrasuoni.

### 3.5.6.1 | Ultrasonic Additive Manufacturing

Ultrasonic Additive Manufacturing (UAM) (fig. 3.31), noto anche come Ultrasonic Consolidation (UC), è un processo di laminazione ibrido della lamiera che combina la saldatura ad ultrasuoni delle cuciture metalliche e la fresatura CNC. Durante l'UAM, un sonotrodo rotante viaggia lungo la lunghezza di una sottile lamina metallica (tipicamente 100-150  $\mu\text{m}$  di spessore). La lamina viene tenuta strettamente a contatto con la piastra di base o lo strato precedente applicando una forza normale attraverso il sonotrodo rotante. Il sonotrodo oscilla trasversalmente alla direzione del movimento, a una frequenza costante di 20 kHz e ampiezza di oscillazione impostata dall'utente.

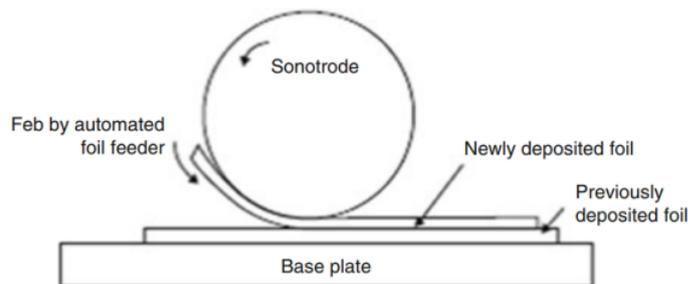


Figura 3.31: Ultrasonic Additive Manufacturing. (74)

Le strutture intelligenti (fig. 3.32) sono strutture in grado di rilevare, trasmettere, controllare e/o reagire ai dati, come le condizioni ambientali. In una struttura intelligente, sensori, attuatori, processori, dispositivi di gestione termica e altro ancora possono essere integrati per ottenere la funzionalità desiderata. Molti tipi di elettronica, sensori e dispositivi di gestione termica incorporati sono stati inseriti nelle cavità UAM. I sensori per la registrazione di temperatura, accelerazione, stress, deformazione, magnetismo e altri fattori ambientali sono stati completamente incapsulati e sono rimasti funzionali dopo l'incorporamento UAM.

### 3.5.7 | Directed energy deposition processes

I processi di deposizione di energia diretta (DED) (fig.3.33) consentono la creazione di parti fondendo il materiale mentre viene depositato. Sebbene questo approccio di base possa funzionare per polimeri, ceramiche e compositi a matrice metallica, è utilizzato

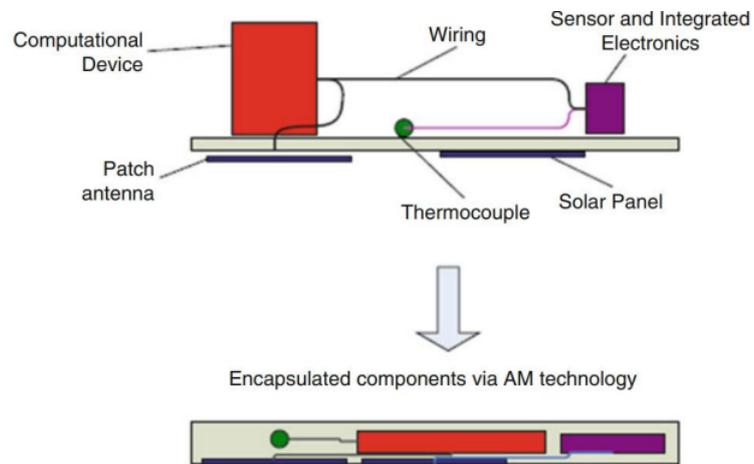


Figura 3.32: Smart structures. (74)

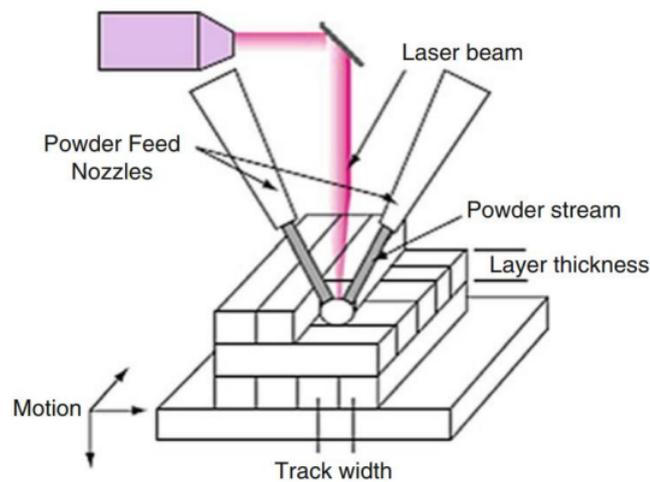


Figura 3.33: Processo di deposizione di energia diretta. (74)

prevalentemente per polveri metalliche. Pertanto, questa tecnologia viene spesso definita tecnologia di "deposizione di metalli". A differenza delle tecniche di fusione a letto di polvere, i processi DED **non** vengono utilizzati per fondere un materiale che è preposato in un letto di polvere ma viene utilizzato per fondere i materiali mentre vengono depositati.

Il tipo più comune di sistema DED è un sistema di deposizione laser a base di polvere ottimizzato per i metalli (Laser-Based Metal Deposition). Il substrato può essere una piastra piana su cui verrà fabbricata una nuova parte o una parte esistente su cui

verrà aggiunta una geometria aggiuntiva. La deposizione è controllata dal movimento differenziale relativo tra il substrato e la testa di deposizione. Integrandosi in una fresatrice CNC, una testa LBMD può consentire capacità additive più sottrattive in un unico apparecchio. In LBMD, il laser genera un piccolo pool fuso (in genere 0,25-1 mm di diametro e 0,1-0,5 mm di profondità) sul substrato mentre la polvere viene iniettata nella piscina. La polvere viene sciolta quando entra nella piscina e si solidifica mentre il raggio laser si allontana.

La figura 3.34 mostra due configurazioni di ugelli:

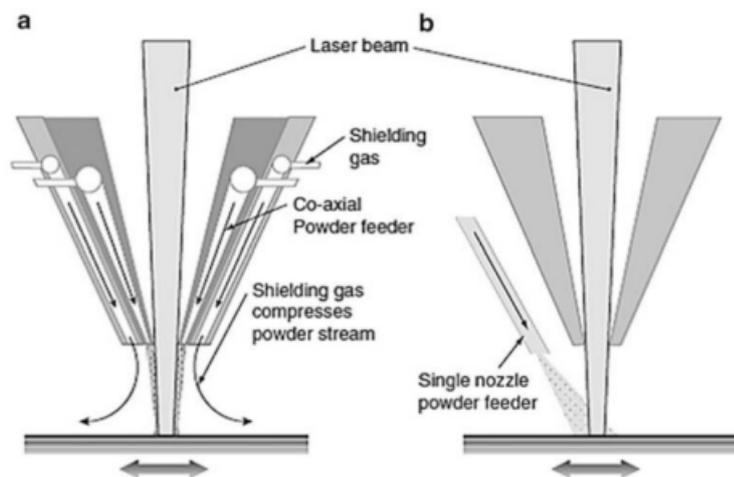


Figura 3.34: Configurazione di ugelli: (a) coaxial nozzle feeding; (b) single nozzle feeding. (74)

### 3.5.7.1 | Benefici e limitazioni

I processi DED sono in grado di produrre parti completamente dense con caratteristiche microstrutturali altamente controllabili. Questi processi possono produrre componenti funzionalmente graduati con variazioni di composizione nelle direzioni X, Y e Z.

I principali limiti dei processi DED sono la scarsa risoluzione e la finitura superficiale. Una precisione migliore di 0,25 mm e una rugosità superficiale inferiore a  $25 \mu m$  (media aritmetica) sono difficili con la maggior parte dei processi DED. La velocità di costruzione più lenta è un'altra limitazione. I tempi di costruzione possono essere molto lunghi per questi processi, con tassi di deposizione tipici a partire da  $25-40 \frac{g}{h}$ .

## 3.6 | Materiali utilizzati

Circa i materiali che possono essere utilizzati nell'additive manufacturing, stiamo assistendo al loro continuo aumento tra i quali si distinguono resine acriliche e epossidiche e polimeri termoplastici.

### 3.6.1 | Resine acriliche

Le resine acriliche (poliacrilati) sono ottenute dalla polimerizzazione di monomeri acrilici, principalmente acido acrilico ed esteri acrilici o metacrilici. La miscela di comonomeri viene ottimizzata per ottenere copolimeri con caratteristiche particolari, come resistenza alla fiamma, elasticità, reticolabilità, comportamento antistatico etc.

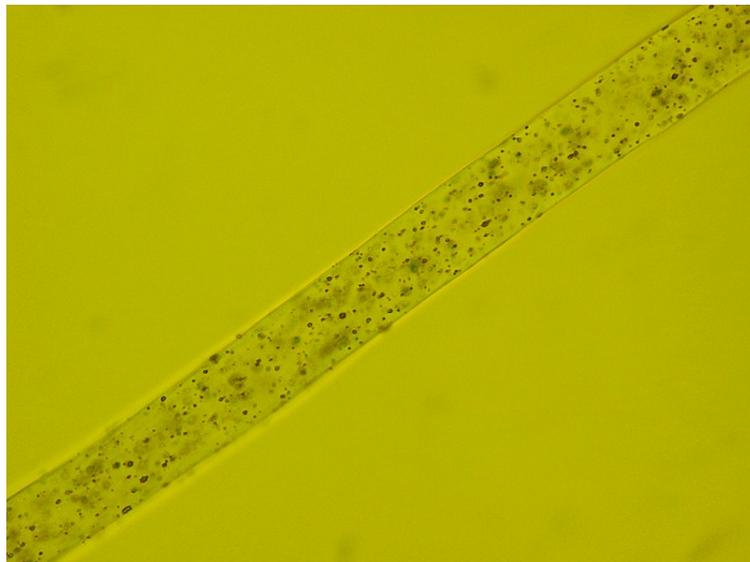


Figura 3.35: Fibra acrilica al microscopio

### 3.6.2 | Resine epossidiche

Le resine epossidiche sono polimeri termoindurenti con reazione a freddo. Il formulato è normalmente costituito da una resina base e da un indurente, i quali, miscelati accuratamente nel rapporto d'uso indicato dal produttore, solidificano, dando origine ad uno strato vetrificato lucido. Le resine epossidiche sono vetrose a temperatura ambiente e vengono quindi miscelate con diluenti per abbassarne la viscosità a livelli adeguati per l'impregnazione delle fibre. I diluenti sono sostanze epossidiche mono-, bi- e trifunzionali che possiedono una viscosità decisamente inferiore alla resina epossidica da

bisfenolo A o bisfenolo F. I gruppi ad anello contribuiscono ad aumentare la rigidità e la resistenza al calore delle resine.

Le resine epossidiche sono dotate di caratteristiche fisiche superiori e tempi di reazione più brevi rispetto alle poliesteri e alle vinilesteri e il loro prezzo è più elevato.

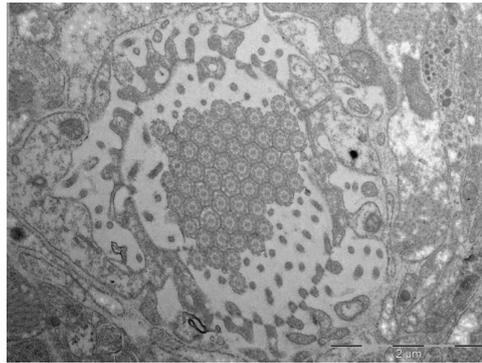


Figura 3.36: Inclusione in resina epossidica

### 3.6.3 | Polimeri termoplastici

I polimeri termoplastici sono polimeri formati da catene lineari o poco ramificate, non legate l'una con l'altra (ovvero non reticolate); è sufficiente quindi aumentare la temperatura per portarli ad uno stato viscoso e poterli quindi formare.

Ogni volta che si ripete l'operazione di riscaldamento e formatura il materiale perde un po' delle sue caratteristiche.

#### 3.6.3.1 | Morfologia

La morfologia dei polimeri termoplastici può essere:

- "a micelle frangiate": il materiale di base è diviso in due parti (zona cristallina e zona amorfa). Essendo la lunghezza delle catene tipicamente maggiore della lunghezza delle zone cristalline, si ha che una stessa catena fa parte di più zone cristalline.
- "a catene ripiegate": dalla solidificazione di una soluzione molto diluita si è scoperto che il cristallo singolo aveva la forma di una lamella, la quale aveva un'altezza di  $100\text{Å}$ , minore dello spessore delle catene.

### 3.6.3.2 | Tipologie

I polimeri termoplastici possono essere amorfi o semicristallini: i primi sono trasparenti, gli altri sono invece opachi, a meno che gli indici di rifrazione delle due fasi (amorfa e cristallina) siano uguali, o la fase dispersa abbia dimensioni minori della lunghezza d'onda della radiazione visibile incidente. I polimeri amorfi al di sotto della temperatura di fusione hanno catene intrecciate e attorcigliate (groviglio statistico). Presentano una certa resistenza ed elasticità e se non sono caricati mantengono la loro forma.

I polimeri semicristallini sono invece costituiti da zone cristalline (in cui le catene polimeriche sono disposte in maniera ordinata, seguendo tutte la stessa orientazione) intervallate da zone amorfe. Per poter essere semicristallini, i polimeri devono avere due criteri di cristallizzabilità: regolarità di costituzione (lungo la catena polimerica, ci deve essere un ordine in cui gli atomi si ripetono) e di configurazione (il monomero deve avere gli stessi atomi nello stesso posto lungo la catena).

Il comportamento dei polimeri amorfi è fortemente influenzato dalla temperatura: alla temperatura di transizione vetrosa ( $T_g$ ) i movimenti delle catene si riducono a tal punto che il materiale diviene compatto e rigido, e vi è una variazione di circa tre ordini di grandezza del modulo elastico. La temperatura di transizione vetrosa non è costante, ma dipende dal peso medio ponderale e dalla velocità di raffreddamento del polimero.

### 3.6.3.3 | Sforzo-deformazione

I polimeri termoplastici hanno comportamento elastico se sottoposti a piccole deformazioni (ovvero seguono la legge di Hooke), per cui se lo sforzo cessa vengono ripristinate le dimensioni che il provino aveva prima dell'applicazione dello sforzo, quindi la deformazione è reversibile.

Se vengono invece sottoposti a deformazioni più marcate, hanno comportamento plastico, per cui una volta che lo sforzo è cessato il provino non ritorna alle dimensioni iniziali, bensì permane una certa aliquota di deformazione. Ciò è spiegato dal fatto che le molecole di polimero possono muoversi l'una rispetto all'altra e i legami che intercorrono tra le macromolecole sono legami di attrazione intermolecolare (ad esempio forze di van der Waals o legami idrogeno), più deboli dei legami chimici che possono esserci ad esempio nel caso di polimeri reticolati (elastomeri), i quali invece riassumono sempre le loro dimensioni iniziali.

Inoltre all'aumentare della temperatura e a parità di deformazione ottenuta è necessario applicare uno sforzo minore per deformare un polimero termoplastico (da cui il nome "termo-plastico").

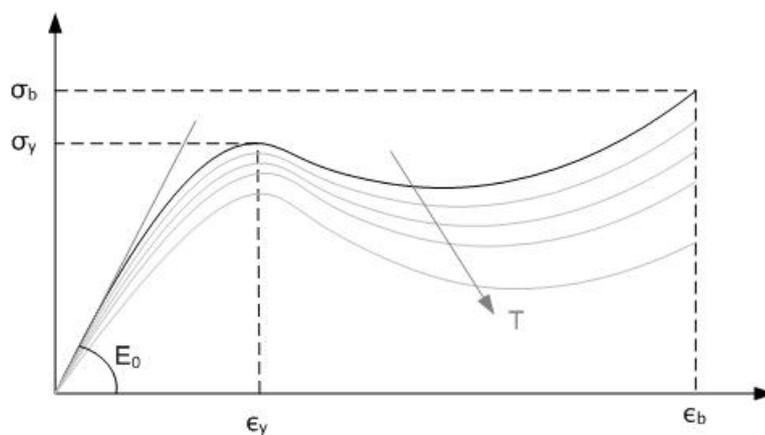


Figura 3.37: Diagramma sforzo-deformazione di un materiale termoplastico

### 3.7 | Vantaggi dell'additive manufacturing

Sembra quasi superfluo sottolineare come l'uso delle stampanti 3D abbia generato notevoli vantaggi per le aziende manifatturiere. Quello più importante probabilmente è relativo all'assenza di vincoli in merito alle forme che possono essere prodotte. Il successivo deposito di sezione, strato dopo strato, assicura la creazione di forme anche non convenzionali mentre eventuali sbalzi della produzione possono essere superati utilizzando specifici supporti da rimuovere al termine della stampa.

L'uso di una stampante 3D permette anche di eliminare il problema degli scarti produttivi e questa comporta, di riflesso, anche un abbattimento significativo dei costi di produzione.

Stampando un prodotto già assemblato si riducono immediatamente i costi della manodopera. Inoltre, altro elemento da non sottovalutare, è l'eliminazione dei costi di trasporto del prodotto: quest'ultimo infatti verrà inviato in modalità telematica al cliente che procederà alla stampa 3D in totale autonomia.

Ma i vantaggi della manifattura additiva non terminano qui. Le applicazioni di additive manufacturing permettono di diminuire il cosiddetto TTM (Time to Market). Con questo acronimo si intende il tempo che intercorre tra l'ideazione del prodotto e il momento in cui sarà posto in vendita sul mercato.

Grazie a questa tecnica si arriva ad una prototipazione rapida del prodotto che può essere immesso sul mercato, raccogliendo feedback dei clienti, apportando le modifiche necessarie per iniziare poi successivamente la produzione su larga scala. Altri vantaggi per le aziende manifatturiere per prodotti sono rappresentati dalla flessibilità e dalla competitività.

Nel primo caso, infatti, sarà possibile creare all'interno di produzione su larga scala dei prodotti con caratteristiche personalizzate in base alle richieste del cliente senza sostenere costi aggiuntivi.

Questo comporta che un'azienda che basa la sua produzione sulla digitalizzazione per il manifatturiero si caratterizzerà per una maggiore efficienza e per essere molto più competitiva rispetto ai suoi competitor.

I vantaggi dell'additive manufacturing stanno, inoltre, iniziando a farsi strada anche in ambito privato, dove grazie all'uso di una stampante 3D è possibile realizzare in totale autonomia piccoli oggetti per la casa, i giochi per i bambini e molto altro. Questo potrebbe nel lungo periodo rappresentare una difficoltà seria per le aziende manifatturiere in quanto i clienti potrebbero far calare gli ordinativi per dedicarsi all'autoproduzione.

Anche il campo della progettazione è stato investito dalla rivoluzione portata dalle tecniche di additive manufacturing anche se si stanno riscontrando delle problematiche maggiori in quanto i sistemi tradizionali di progettazione CAD non sono al momento aggiornati per poter sfruttare in pieno le potenzialità di una stampante 3D.

Tra gli altri vantaggi abbiamo il carattere "rapido" di questa tecnologia. Il livello di velocità non è solo in termini di tempo necessario per costruire le parti. L'accelerazione dell'intero processo di sviluppo del prodotto si basa sul fatto che stiamo usando i computer. Poiché il CAD 3D viene utilizzato come punto di partenza e il trasferimento all'AM è relativamente semplice, vi è molta meno preoccupazione per la riconversione dei dati o l'interpretazione delle finalità di progetto. Indipendentemente dalla complessità delle parti da costruire, la costruzione all'interno di una macchina AM viene generalmente eseguita in un unico passaggio. La maggior parte degli altri processi di produzione richiederebbe l'avvio di fasi multiple e iterative. Man mano che si includono più funzionalità in un progetto, il numero di queste fasi potrebbe aumentare notevolmente. Anche un cambiamento relativamente semplice nel design può comportare un aumento significativo del tempo necessario per la realizzazione utilizzando metodi convenzionali. L'AM può, quindi, essere visto come un modo per prevedere in modo più efficace la quantità di tempo per fabbricare i modelli, indipendentemente da quali cambiamenti possono essere implementati durante questa fase formativa dello sviluppo del prodotto. Allo stesso modo, il numero di processi e risorse richiesti può essere significativamente ridotto. Se a un abile artigiano viene chiesto di costruire un prototipo secondo una serie di disegni CAD, potrebbe accadere che dovrà fabbricare la parte in più fasi. Ciò può essere dovuto al fatto che deve impiegare una varietà di metodi di costruzione, che vanno dall'intaglio a mano, attraverso le tecniche di stampaggio e formatura, alla lavorazione CNC. L'intaglio a mano e operazioni simili sono noiose, difficili e soggette a errori. La tecnologia di stampaggio può essere complicata e ovviamente richiede la costruzione

di uno o più stampi. La lavorazione CNC richiede un'attenta pianificazione e un approccio sequenziale che può anche richiedere la costruzione di dispositivi prima che la parte stessa possa essere realizzata. AM può essere utilizzato per rimuovere o almeno semplificare molti di questi processi multistadio. Con l'aggiunta di alcune tecnologie di supporto come lo stampaggio in gomma siliconica, trapani, lucidatrici, smerigliatrici, ecc. Può essere possibile produrre una vasta gamma di parti diverse con caratteristiche diverse.

### 3.7.1 | I vantaggi dell'AM rispetto al CNC

La tecnologia AM è stata originariamente sviluppata attorno a materiali polimerici, cere e laminati di carta. Successivamente, avvenne l'introduzione di compositi, metalli e ceramiche. La lavorazione CNC può essere utilizzata per materiali morbidi, come pannelli di fibra di legno a media densità (MDF), schiume lavorabili, cere lavorabili e persino alcuni polimeri. Tuttavia, l'uso del CNC per modellare materiali più morbidi si concentra sulla preparazione di queste parti per l'uso in un processo a più fasi come la fusione. La lavorazione CNC per realizzare prodotti finali funziona particolarmente bene per materiali duri e relativamente fragili come acciai e altre leghe metalliche per produrre di parti ad alta precisione con proprietà ben definite. Alcune parti AM, al contrario, possono avere vuoti o anisotropie che sono funzione dell'orientamento della parte, dei parametri di processo o del modo in cui il progetto è stato immesso nella macchina, mentre le parti CNC saranno normalmente più omogenee e prevedibili in qualità.

#### ■ Velocità

La lavorazione CNC ad alta velocità può generalmente rimuovere il materiale molto più velocemente di quanto le macchine AM possano aggiungere un volume simile di materiale. Tuttavia, la tecnologia AM può essere utilizzata per produrre una parte in un unico stadio. Le macchine CNC richiedono una notevole configurazione e pianificazione del processo, in particolare quando le parti diventano più complesse nella loro geometria. La velocità deve quindi essere considerata in termini dell'intero processo piuttosto che solo l'interazione fisica del materiale della parte. Il CNC è un processo di produzione a più fasi, che richiede il riposizionamento o il trasferimento di parti all'interno di una macchina o l'uso di più di una macchina. Per realizzare una parte in una macchina AM, potrebbero essere necessari solo pochi giorni; e infatti più parti sono spesso raggruppate insieme all'interno di una singola realizzazione. La finitura può richiedere alcuni giorni se il requisito è di alta qualità. Utilizzando la lavorazione CNC, anche con la lavora-

zione ad alta velocità a 5 assi, questo stesso processo può richiedere settimane con una maggiore incertezza sui tempi di completamento.

#### ■ Complessità

Come accennato in precedenza, maggiore è la complessità geometrica, maggiore è il rendimento dell'AM rispetto al CNC. Se il CNC viene utilizzato per creare una parte direttamente in un singolo pezzo, potrebbero esserci alcune feature geometriche che non possono essere fabbricate. Poiché un utensile di lavorazione deve essere trasportato in un mandrino, possono esserci alcuni vincoli di accessibilità o scontri che impediscono all'utensile di essere posizionato sulla superficie di lavorazione di una parte. I processi AM non sono vincolati allo stesso modo e le caratteristiche interne possono essere facilmente costruiti senza una pianificazione specifica del processo. Alcune parti non possono essere fabbricate tramite CNC a meno che non vengano suddivise in componenti e riassemblate in una fase successiva. Si consideri, ad esempio, la possibilità di produrre una bottiglia con all'interno una nave, con l'AM è possibile produrre la nave e la bottiglia tutto in una volta. Un esperto in lavorazione deve quindi analizzare ogni parte prima che venga costruita per assicurarsi che possa effettivamente essere costruita e per determinare quali metodi devono essere utilizzati.

#### ■ Precisione

Le macchine AM funzionano generalmente con una risoluzione di poche decine di micron. È comune che le macchine AM abbiano anche risoluzioni diverse lungo diversi assi ortogonali. In genere, l'asse di costruzione verticale corrisponde allo spessore dello strato e questo ha una risoluzione inferiore rispetto ai due assi nel piano di costruzione. La precisione nel piano di costruzione è determinata dal posizionamento del meccanismo di costruzione, che normalmente coinvolge riduttori e motori. Questo meccanismo può anche determinare la dimensione minima della feature. Ad esempio, SL utilizza un laser come parte del meccanismo di costruzione che verrà normalmente posizionato utilizzando azionamenti a specchio galvanometrici. La risoluzione dei galvanometri determinerebbe gli ingombri delle parti costruite, mentre il diametro del raggio laser determinerebbe lo spessore minimo della parete. La precisione delle macchine CNC d'altra parte è determinata principalmente da una risoluzione di posizionamento simile lungo tutti e tre gli assi ortogonali e dal diametro degli utensili da taglio rotanti. Esistono fattori definiti dalla geometria dell'utensile, come il raggio degli angoli interni, ma lo spessore della parete può essere più sottile del diametro dell'utensile poiché si trat-

ta di un processo sottrattivo. In entrambi i casi dettagli molto fini dipenderanno dalla geometria desiderata e dalle proprietà del materiale di costruzione.

#### ■ Geometria

Le macchine AM suddividono un complesso problema 3D in una serie di semplici sezioni trasversali 2D con uno spessore nominale. In questo modo, la connessione delle superfici in 3D viene rimossa e la continuità è determinata da quanto è vicina la sezione trasversale con una adiacente. Poiché questo non può essere fatto facilmente in CNC, la lavorazione delle superfici deve normalmente essere generata nello spazio 3D. Con geometrie semplici, come cilindri, cuboidi, coni, ecc., il processo è relativamente facile e definito da punti di unione lungo un percorso; questi punti sono abbastanza distanti e l'orientamento dell'utensile è fisso. Nel caso di superfici a forma libera, questi punti possono essere molto vicini tra loro con molti cambiamenti nell'orientamento. Tale geometria può diventare estremamente difficile da produrre con CNC, anche con un controllo interpolato a 5 assi o superiore.

#### ■ Programmazione

La determinazione della sequenza di programmazione per una macchina CNC risulta molto importante, compresa la selezione degli utensili, le impostazioni della velocità della macchina, la posizione, ecc. Anche molte macchine AM hanno opzioni che devono essere selezionate, ma la gamma, la complessità e le implicazioni che circondano la loro scelta sono minime in confronto. Il peggio che potrebbe accadere nella maggior parte delle macchine AM è che la parte non venga costruita bene se la programmazione non viene eseguita correttamente, mentre, una programmazione errata di una macchina CNC potrebbe causare gravi danni alla macchina e potrebbe anche essere un rischio per la sicurezza umana.

## 3.8 | Classificazione dei processi AM

Esistono numerosi modi per classificare le tecnologie AM. Un approccio comune è quello di classificare in base alla tecnologia di base, ad esempio se il processo utilizza laser, tecnologia di stampa, tecnologia di estrusione, ecc. Un altro approccio consiste nel raccogliere i processi insieme in base al tipo di input di materia prima. Il problema con questi metodi di classificazione è che alcuni processi vengono raggruppati insieme in quelle che sembrano essere strane combinazioni (come la sinterizzazione laser selettiva (SLS) raggruppata insieme alla stampa 3D) o che alcuni processi che possono produrre

risultati simili finiscono per essere separati (come la stereolitografia e il getto di materiale con fotopolimeri). E' inopportuno, quindi, utilizzare un approccio di classificazione unico. Un metodo di classificazione eccellente e completo è descritto da *Pham*, che utilizza un metodo di classificazione bidimensionale come mostrato in figura.

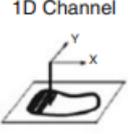
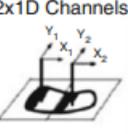
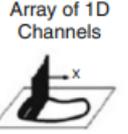
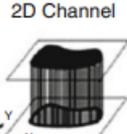
	1D Channel	2x1D Channels	Array of 1D Channels	2D Channel
Liquid Polymer				
	SLA (3D Sys)	Dual beam SLA (3D Sys)	Objet	Envisiontech MicroTEC
Discrete Particles	SLS (3D Sys), LST (EOS), LENS Phenix, SDM	LST (EOS)	3D Printing	DPS
Molten Mat.	FDM, Solidscape		ThermoJet	
Solid Sheets	Solido PLT (KIRA)			

Figura 3.38: Classificazione di Pham. (74)

La prima parte si riferisce al metodo con cui vengono costruiti i livelli. Le tecnologie precedenti utilizzavano una sorgente *single point* per disegnare attraverso la superficie del materiale di base. I sistemi successivi hanno aumentato il numero di sorgenti per aumentare la produttività, il che è stato reso possibile con l'uso della tecnologia di deposizione di goccioline, ad esempio, che può essere costruita in una serie unidimensionale di teste di deposizione. Ulteriori miglioramenti del throughput sono possibili con l'uso della tecnologia array 2D che utilizza dispositivi digitali a micro-specchio (DMD) e tecnologia di visualizzazione ad alta risoluzione, in grado di esporre un'intera superficie in un unico passaggio. Tuttavia, il solo utilizzo di questa classificazione si traduce nelle anomalie precedentemente menzionate in cui numerosi processi dissimili sono raggruppati insieme. Ciò viene risolto introducendo una seconda riga di materiali nella classificazione. Pham utilizza quattro classificazioni separate dei materiali; polimero liquido, particelle discrete, materiale fuso e fogli laminati.

Va notato che, in particolare, i sistemi a canale 1D e 2x1D combinano metodi di scansione basati su vettori e raster. Spesso, il contorno di uno strato viene tracciato prima di essere riempito con modelli di scansione regolari o irregolari. Il contorno è generalmente indicato come scansione vettoriale mentre il modello di riempimento può spesso essere generalizzato come un modello raster. I metodi di matrice tendono a non separare il contorno e il riempimento. La maggior parte della tecnologia AM ha iniziato a

utilizzare un approccio a canale 1D, anche se una delle prime e ormai obsolete tecnologie, il *Solid Ground Curing di Cubital*, utilizzava fotopolimeri liquidi ed essenzialmente un metodo di canale 2D. La maggior parte dei metodi di matrice 1D utilizza almeno 2x1D linee. Questo è simile alla stampa 2D convenzionale in cui ogni linea deposita un materiale diverso in posizioni diverse all'interno di uno strato. Il recente processo *Connex* che utilizza la tecnologia *Polyjet di Stratasys* ne è un buon esempio, in cui è ora possibile creare parti con diverse proprietà del materiale in un unico passaggio utilizzando questo approccio. La stampa 3D a colori avviene utilizzando più array 1D con inchiostro o materiali colorati separatamente. Si noti tuttavia che la colorazione della parte nel processo *Mcor* di laminazione del foglio è separata dal processo di formazione dello strato, motivo per cui è definita come un approccio a canale 1D.

### 3.9 | Nuovi schemi di classificazione AM

Invece di utilizzare la terminologia dei canali 1D e 2x 1D, in genere si utilizza la terminologia "point" o "point-wise". Per gli array di canali 1D, ad esempio quando si utilizzano testine di stampa a getto d'inchiostro, si fa riferimento all'*elaborazione "linea"*. Le tecnologie a canali 2D saranno denominate *elaborazioni "layer"*. Infine, sebbene nessun processo attualmente commercializzato sia in grado di farlo, le tecniche olografiche sono considerate *elaborazioni "volumetriche"*. Le descrizioni specifiche della tecnologia si basano, in parte, su una separazione delle tecnologie in gruppi in cui i processi che utilizzano un tipo comune di architettura della macchina e una fisica di trasformazione dei materiali simile sono raggruppati insieme. Questo raggruppamento è un perfezionamento di un approccio introdotto da *Stucker e Janaki Ram* nel *CRC Materials Processing Handbook*.

### 3.10 | Ambiti applicativi

Grazie all'estrema flessibilità della tecnologia, l'additive manufacturing trova principalmente applicazione in ambito manifatturiero per la produzione di prototipi e negli studi di progettazione che possono realizzare prodotti di forma complessa ma affascinanti al tempo stesso. Ma la manifattura additiva si sta diffondendo in misura crescente in diversi ambiti produttivi.

Il settore medico è quello dove l'Additive Manufacturing sta trovando applicazione in virtù del fatto che si possono sperimentare nuove modalità di trattamento delle patologie; trova la sua migliore espressione nel campo dentale grazie alla realizzazione di protesi da utilizzare nei pazienti.

Un architetto italiano ha utilizzando le tecniche di Additive Manufacturing per la creazione di prototipi di unità abitative di varie forme e dimensioni. Grazie all'uso di uno specifico collante e di polvere di roccia si arriva ad ottenere dei modelli di abitazioni con notevole risparmio di tempo e costi di progettazione.

Lo scenario futuro prevede un abbassamento notevole del costo delle stampanti 3D, circostanza che porterebbe alla realizzazione in totale autonomia, da parte del cliente finale, di molti oggetti di piccola dimensione.

### 3.10.1 | AM nelle applicazioni mediche

I modelli AM sono stati utilizzati per applicazioni mediche quasi fin dall'inizio, quando questa tecnologia è stata commercializzata per la prima volta. La tomografia computerizzata (CT) è stata una tecnologia che si è sviluppata insieme alle tecniche di rappresentazione 3D. La figura sottostante mostra una macchina CT, un modello generato direttamente da questa macchina e un modello con tutti i segmenti combinati in un'immagine 3D. La TC è una tecnica basata sui raggi X che sposta i sensori nello spazio 3D

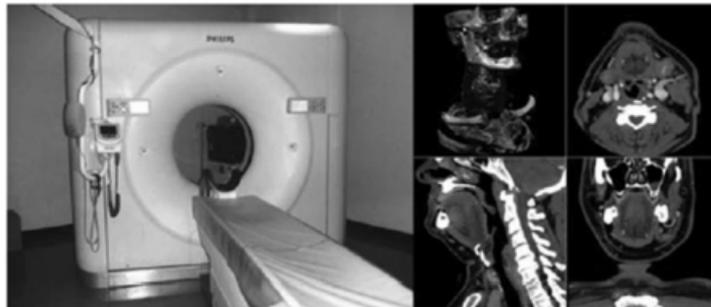


Figura 3.39: Scanner CT e immagini 3D. (74)

rispetto alla sorgente di raggi X in modo da poter fare una correlazione tra la posizione e il profilo di assorbimento. Combinando più immagini in questo modo, è possibile creare un'immagine 3D. Il livello di assorbimento dei raggi X dipende dalla densità del soggetto, con l'osso che si presenta molto bene perché è molto più denso del tessuto molle circostante. Anche le immagini dei tessuti molli possono anche essere create utilizzando la tecnologia CT. I medici utilizzano la tecnologia CT per creare immagini 3D per visualizzare il soggetto da qualsiasi angolazione, in modo da comprendere meglio qualsiasi condizione medica associata. Si noti che questa è una delle numerose tecnologie in via di sviluppo che lavorano nel dominio 3D, tra cui la risonanza magnetica 3D, gli ultrasuoni 3D e la scansione laser 3D. Con questo crescente uso della tecnologia di imaging medico 3D, la necessità di condividere e ordinare questi dati tra le piattaforme

ha portato a standard di scambio di informazioni come *DICOM*, dalla National Electrical Manufacturers Association negli Stati Uniti, che consente agli utenti di visualizzare i dati dei pazienti con una varietà di software diversi e provenienti da una varietà di piattaforme di imaging diverse. Sebbene originariamente utilizzati solo per scopi di imaging e diagnostica, i dati di imaging medico 3D hanno rapidamente trovato la loro strada nei sistemi CAD / CAM, con la tecnologia AM che è il mezzo più efficace per realizzare questi modelli a causa della natura complessa e organica delle forme di input. I dati medici generati dai pazienti sono essenziali per un individuo. La forma di produzione automatizzata e de-qualificata che l'AM fornisce lo rende un percorso ovvio per la generazione di prodotti dai dati dei pazienti. La fabbricazione basata su AM contribuisce in modo significativo a una o più delle seguenti diverse categorie di applicazioni mediche:

- Ausili chirurgici e diagnostici
- Sviluppo di protesi
- Produzione di prodotti correlati alla medicina
- Ingegneria tissutale

#### 3.10.1.1 | Ausili chirurgici e diagnostici

L'uso di AM per scopi diagnostici è stata probabilmente la prima applicazione medica utilizzando la tecnologia AM. Poiché molti dei compiti dei chirurghi comportano procedure che coinvolgono corpi umani, gran parte della loro procedura operativa viene eseguita utilizzando il senso del tatto quasi quanto la vista. Pertanto, i modelli che possono sia osservare da qualsiasi angolazione che sentire con le mani risultano estremamente utili. I chirurghi lavorano in team con il supporto di medici e infermieri durante le operazioni e di tecnici medici prima di tali operazioni e usano modelli per comprendere le complesse procedure chirurgiche. I modelli AM hanno lo scopo di aiutare a ridurre il tempo in chirurgia per casi complessi, sia consentendo ai chirurghi di pianificare meglio l'operazione in anticipo sia per comprendere meglio la situazione durante la procedura (avendo il modello a portata di mano a cui fare riferimento all'interno della sala operatoria). I fornitori di macchine hanno, quindi, sviluppato una gamma di materiali in grado di consentire la sterilizzazione delle parti in modo che i modelli possano essere portati all'interno della sala operatoria senza contaminazioni. La maggior parte delle applicazioni si riferisce a modelli di tessuto osseo risultanti da dati TC piuttosto che utilizzare costrutti di tessuti molli. Possono essere utilizzati anche i dati MRI, che sono

più comunemente usati per l'imaging dei tessuti molli, e sono stati riportati casi con modelli vascolari complessi. I modelli AM dei tessuti molli possono essere utili per alcune visualizzazioni, ma si può imparare meno dalla pratica della chirurgia su di essi poiché non saranno conformi allo stesso modo. Molti modelli possono trarre vantaggio dall'aver colori diversi per evidenziare caratteristiche importanti. Tali modelli possono visualizzare tumori, cavità, tracce vascolari, ecc. Le tecnologie di estrusione di materiale e jetting possono essere utilizzate per rappresentare questo tipo di parte. I modelli visivi più impressionanti possono essere realizzati utilizzando il processo di jetting del legante colorato di 3D Systems. A volte, queste caratteristiche possono essere sepolte all'interno di ossa o altri tessuti e quindi avere un materiale opaco racchiuso in un materiale trasparente può anche essere utile in queste situazioni. Per questo, la resina *Stereocol* sviluppata in modo indipendente per le macchine SLA o il materiale *Connex di Stratasys* possono essere utilizzati per vedere all'interno della parte. Tuttavia, il materiale *Stereocol* non sembra più essere disponibile in commercio. Alcuni esempi di parti diverse che illustrano questa capacità vengono rappresentati in figura 2.15.

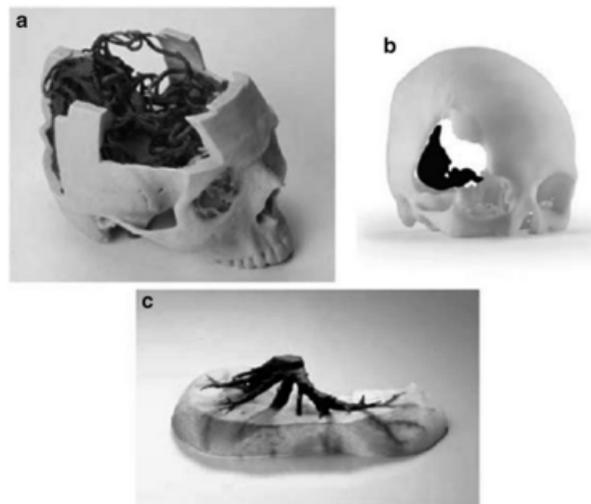


Figura 3.40: Uso di AM in campo medico. a) Teschio con annessi vestibolari usando 3DP, b) Tumore osseo sottolineato usando ABS, c) Condotti vascolari usando il processo Stratasys Connex. (74)

### 3.10.1.2 | Sviluppo di protesi

Inizialmente, la TC ha generato dati 3D combinati con la bassa risoluzione della precedente tecnologia AM per creare modelli che potrebbero sembrare anatomicamente corretti, ma che in realtà non lo erano. Con il miglioramento della tecnologia in entrambe

le aree, i modelli sono diventati più precisi ed è ora possibile utilizzarli in combinazione per la fabbricazione di dispositivi protesici aderenti. *Wang* afferma che la misurazione basata sulla TC può essere vicina a 0,2 mm dal valore effettivo. Sebbene ciò sia soggettivo, è chiaro che i modelli risultanti, se costruiti correttamente, possono essere sufficientemente precisi da adattarsi a molte applicazioni. Il supporto del software CAD può contribuire al processo di sviluppo del modello includendo dispositivi per l'orientamento, la guida degli utensili e l'avvitamento delle ossa. Ad esempio, è abbastanza comune per i chirurghi utilizzare la rete di titanio flessibile come sostituto osseo nei casi di cancro o come metodo per unire insieme pezzi di ossa rotte, prima dell'osteointegrazione. Sebbene descritto come flessibile, questo materiale richiede strumenti atti a piegare il materiale. La figura sottostante mostra un modello mascello-facciale che è stato utilizzato a questo scopo.

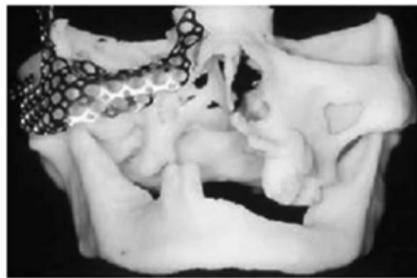


Figura 3.41: Modello mascello-facciale con mesh in titanio. (74)

In alternativa, molti processi AM possono creare parti che possono essere utilizzate come modelli di fusione o modelli di riferimento per altri processi di produzione. Molte protesi comprendono componenti che hanno una gamma di dimensioni per adattarsi a una distribuzione standard della popolazione. Tuttavia, ciò significa che spesso non è possibile un adattamento preciso e quindi il paziente può ancora sperimentare alcune difficoltà postoperatorie. Queste difficoltà possono ulteriormente comportare ulteriori requisiti per la riabilitazione o addirittura la chirurgia correttiva, aumentando così il costo dell'intero trattamento. È possibile ottenere maggiore comfort e prestazioni laddove alcuni dei componenti sono personalizzati, in base ai dati effettivi del paziente. Un esempio potrebbe essere la fissazione dell'incavo per una sostituzione totale dell'articolazione dell'anca. Mentre un processo standardizzato spesso restituisce la funzionalità articolare al paziente, una fissazione errata si traduce comunemente in un movimento variabile che può portare disagio, dolore e richiedere l'ausilio della fisioterapia. Gli apparecchi personalizzati possono essere realizzati direttamente in titanio o cromo-cobalto (entrambi ampiamente utilizzati per gli impianti) utilizzando la tecnologia di fusione a

letto di polvere. Tali dispositivi personalizzati ridurrebbero i problemi precedentemente menzionati rendendo possibile una corrispondenza più precisa della geometria e della cinematica originale. L'uso di sistemi metallici offre notevoli vantaggi. Mentre i sistemi AM in metallo non sono in grado di produrre la finitura superficiale liscia necessaria per un'efficace articolazione articolare, la leggera rugosità può effettivamente giovare all'osteointegrazione quando viene posizionata all'interno dell'osso. L'articolazione del giunto liscio può essere ottenuta attraverso un'ampia lucidatura e l'uso di rivestimenti. La maggior parte dei sistemi metallici può fornire impianti di forma personalizzata, ma l'uso di fasci di energia altamente focalizzati renderà la microstruttura diversa e le parti potrebbero essere più fragili rispetto ai loro componenti equivalenti fusi o forgiati; rendendo possibile una frattura da eccessivo carico d'impatto. Un eccellente esempio di questo può essere trovato nel caso mostrato in figura, dove il Prof. J. Poukens ha guidato un team multidisciplinare per impiantare un'articolazione mandibolare in titanio completa in una donna di 83 anni.



Figura 3.42: Mandibola in titanio. (74)

### 3.10.1.3 | Produzione

Le protesi personalizzate hanno trovato la loro strada nella produzione di prodotti tradizionali. I due esempi più noti sono gli apparecchi acustici *in-the-ear* di aziende come *Siemens e Phonak* e la gamma *invisalign* di allineatori ortodontici sviluppata da *Align Technology*. Entrambe queste applicazioni comportano l'acquisizione di dati precisi da un individuo e l'applicazione di questi alla progettazione generica di base di un prodotto. I dati del paziente sono generati da un medico specialista che ha familiarità con la procedura e che è in grado di determinare se il trattamento sarà utile. Viene utilizzato un software specifico che consente di manipolare e incorporare i dati del paziente nel dispositivo medico. Una chiave del successo per le protesi personalizzate è la capacità di eseguire il processo di progettazione in modo rapido e semplice. Il processo di pro-

duzione spesso coinvolge AM e molte altre attività di produzione convenzionali, e in alcuni casi le parti possono anche essere più costose da produrre; ma il prodotto funzionerà in modo più efficace e potrà essere venduto ad un prezzo premium perché ha componenti che si adattano a un utente specifico. Questo valore aggiunto può rendere la protesi meno invadente e più confortevole per l'utente.

#### 3.10.1.4 | Ingegneria tissutale

L'innovazione nella fabbricazione di impianti medici è la fabbricazione diretta di parti umani di ricambio. Ciò avviene utilizzando la tecnologia AM, in cui i materiali depositati sono cellule viventi, proteine e altri materiali che aiutano nella generazione di strutture tissutali integrate. Tuttavia, sebbene vi sia una grande quantità di ricerca attiva in questo settore, le applicazioni pratiche sono ancora in gran parte lontane. L'approccio più probabile sarebbe quello di utilizzare la stampa e la tecnologia basata sull'estrusione per intraprendere questo processo di deposizione. Questo perché la tecnologia di stampa basata su goccioline ha la capacità di localizzare con precisione quantità molto piccole di materiale liquido e le tecniche basate sull'estrusione sono adatte a costruire la piegatura dell'impalcatura dei tessuti molli. Tuttavia, garantire che questi materiali siano depositati in condizioni ambientali favorevoli alla crescita, alla differenziazione e alla proliferazione cellulare non è un compito banale. Questa metodologia potrebbe portare alla fabbricazione di strutture complesse e multicellulari dei tessuti molli come fegati, reni e persino cuori. Tuttora esistono un certo numero di stampanti cellulari 3D disponibili in commercio che possono creare semplici formazioni di cellule a strati, principalmente per scopi di test sperimentali. Un approccio leggermente più indiretto che è più appropriato alla rigenerazione del tessuto osseo sarebbe quello di creare un'impalcatura da un materiale biocompatibile che rappresenta la forma del costrutto tissutale finale e quindi aggiungere cellule viventi in un momento successivo. La geometria dell'impalcatura richiede normalmente una struttura porosa con pori di poche centinaia di micron di diametro. Questa dimensione consente una buona introduzione e crescita delle cellule. La microporosità è spesso anche desiderabile per consentire alle cellule di inserire fibrille per attaccarsi saldamente alle pareti dell'impalcatura. Diversi materiali e metodi sono attualmente in fase di studio, ma normalmente tali approcci utilizzano bioreattori per incubare le cellule prima dell'impianto. La figura sottostante mostra un'impalcatura creata per produrre una miscela di osso e cartilagine per poi impiantata in un coniglio.

L'impalcatura era una miscela di policaprolattone (PCL) che funge da materiale matriciale, che è anche biodegradabile. La miscelazione del fosfato tricalcico (TCP) mi-

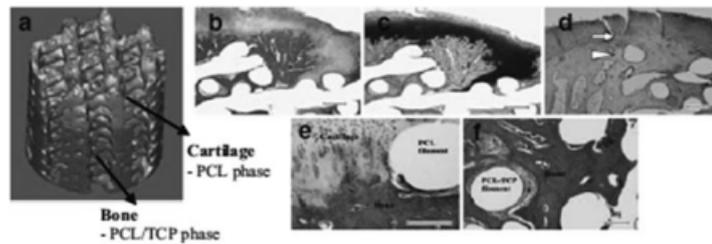


Figura 3.43: Impalcatura ibrida composta da due fasi: a) strato di policaprolattone (PCL) per il tessuto cartilagineo e strato inferiore PCL/TCP (fosfato tricalcico) per l'osso. b-f) L'impianto in un coniglio per 6 mesi ha rivelato la formazione di osso subcondrale nella fase PCL / TCP e tessuto simile alla cartilagine in fase PCL. La barra è di  $500 \mu\text{m}$  in b-d) e  $200 \mu\text{m}$  in e) e f). (74)

glia la biocompatibilità con l'osso per incoraggiare la rigenerazione ossea e migliora anche il modulo compressivo dell'impalcatura. Anche con questo approccio, è ancora una sfida mantenere l'integrità dell'impalcatura per periodi di tempo sufficienti per la formazione di ossa sane e forti. Mentre l'utilizzo di questo approccio per creare strutture dei tessuti molli o ossa portanti è in qualche modo lontano dalla realtà, alcuni costrutti ossei non portanti sono già stati commercializzati.

### 3.10.2 | Limitazioni dell'AM in campo medico

Sebbene non vi sia dubbio che i modelli medici siano utili aiuti per risolvere problemi chirurgici complessi, ci sono numerose carenze nelle tecnologie AM esistenti legate al loro uso per generare modelli medici. Questo perché le apparecchiature AM sono state originariamente progettate per risolvere i problemi nell'area più diffusa dello sviluppo del prodotto fabbricato e non specificamente per risolvere problemi medici. Lo sviluppo della tecnologia si è quindi concentrato sui miglioramenti per risolvere i problemi dei produttori piuttosto che quelli di medici e chirurghi. Tuttavia, i miglioramenti recenti e futuri nella tecnologia AM potrebbero aprire le porte a una gamma molto più ampia di applicazioni nel settore medico.

Per far fronte a queste carenze a favore dell'utilizzo dell'AM si prendono in considerazione:

- Velocità
- Costo
- Accuratezza

- Materiali
- Facilità d'uso

Analizzando questi problemi, possiamo determinare quali tecnologie potrebbero essere più adatte per le applicazioni mediche e come queste tecnologie potrebbero svilupparsi in futuro per adattarsi meglio a queste applicazioni

### 3.10.2.1 | Velocità

I modelli AM possono spesso richiedere un giorno o anche più tempo per essere fabbricati. Poiché i dati medici devono essere segmentati ed elaborati in base alle caratteristiche anatomiche, la preparazione dei dati può infatti richiedere un lasso di tempo maggiore del tempo di costruzione dell'AM. Inoltre, questo processo di segmentazione richiede una notevole abilità e comprensione dell'anatomia. Ciò significa che i modelli medici possono effettivamente essere inclusi solo in procedure chirurgiche che comportano una pianificazione a lungo termine e non possono essere utilizzati, ad esempio, come ausili per la diagnosi rapida e il trattamento in operazioni di emergenza. Molte macchine AM ora hanno un'eccellente velocità di trasmissione, sia in termini di velocità di costruzione che di requisiti di post-elaborazione. Migliorando ancora l'architettura si potrebbero utilizzare queste macchine in ambulatori, almeno per una diagnosi più efficace. Tuttavia, questo uso deve essere in combinazione con miglioramenti nel software di supporto per la generazione di modelli 3D che riduce i requisiti di competenza e aumenta il livello di automazione dell'elaborazione dei dati. Per le applicazioni di ingegneria tissutale, i tempi sono molto più lunghi poiché dobbiamo aspettare che le cellule proliferano e si combinino nei bioreattori.

### 3.10.2.2 | Costo

L'utilizzo di modelli AM per risolvere i problemi di produzione può aiutare a risparmiare milioni di dollari, anche se vengono risparmiati solo pochi centesimi per unità. Per le applicazioni di produzione di prodotti medicali (personalizzazione di massa) menzionate in precedenza, il costo della macchina non è così importante come lo sono invece altri fattori. In confronto, lo scopo dei modelli medici per la diagnosi, la pianificazione chirurgica e lo sviluppo protesico è quello di ottimizzare i tempi di pianificazione del chirurgo e migliorare la qualità, l'efficacia e l'efficienza. Questi problemi sono più difficili da quantificare in termini di costi, ma è chiaro che solo i casi più complessi possono facilmente giustificare la spesa. Alcune macchine hanno un prezzo molto competitivo grazie all'uso di tecnologie a basso costo e ad alto volume, come la stampa a getto

d'inchiostro. Alcuni altri processi hanno materiali a basso costo, ma questo si riferisce ai costi dei materiali di consumo, che possono anche essere ridotti con l'aumento della produzione.

### 3.10.2.3 | Accuratezza

Molti processi AM vengono migliorati per creare componenti più accurati. Tuttavia, molte applicazioni mediche attualmente non richiedono una maggiore precisione perché i dati dei sistemi di imaging 3D sono considerevolmente meno accurati delle macchine AM a cui alimentano. Man mano che le tecnologie CT e MRI diventano più accurate e sofisticate, i requisiti per l'AM diventeranno più impegnativi. In effetti, alcune macchine CT sembrano avere un'ottima precisione se usate correttamente. Inoltre, questo si riferisce generalmente ai modelli medici per la comunicazione e la pianificazione, ma dove i dispositivi vengono fabbricati i requisiti di precisione saranno più rigorosi.

### 3.10.2.4 | Materiali

Solo pochi materiali polimerici sono classificati come sicuri per il trasporto in sala operatoria e meno ancora sono in grado di essere collocati all'interno del corpo. Quelle macchine che forniscono le proprietà del materiale più adatte sono generalmente le macchine più costose. I sistemi a base di polvere sono anche difficili da implementare a causa di potenziali problemi di contaminazione. Ciò limita la gamma di applicazioni per i modelli medici. Molti produttori di macchine AM ora dispongono di una gamma di materiali clinicamente approvati per l'uso in sala operatoria. I sistemi metallici, d'altra parte, vengono utilizzati regolarmente per produrre impianti utilizzando una serie di tecnologie, come riportato da *Wohlers*. Di questi, sembra che il titanio sia il materiale preferito, ma il cromo-cobalto e l'acciaio inossidabile sono entrambi candidati disponibili che hanno la biocompatibilità necessaria per determinate applicazioni.

### 3.10.2.5 | Facilità d'uso

Le macchine AM richiedono generalmente un certo grado di competenza tecnica per ottenere modelli di buona qualità. Ciò è particolarmente vero per le macchine più grandi, più complesse e più versatili. Tuttavia, le macchine più grandi non sono particolarmente adatte agli ambienti di laboratorio medico. Insieme alle competenze software necessarie per la preparazione dei dati, ciò implica un investimento di formazione significativo per qualsiasi istituzione medica che desideri utilizzare l'AM. Mentre il software è un problema che tutte le tecnologie AM devono affrontare, non aiuta il fatto che le macchi-

ne stesse abbiano spesso opzioni di configurazione complesse, gestione dei materiali e requisiti generali di manutenzione.

### 3.10.3 | Applicazioni aerospaziali

Come accennato, il campo aerospaziale è un altro settore che ha tradizionalmente applicato l'AM da quando è stato introdotto. Il vantaggio principale per le applicazioni di produzione nel settore aerospaziale è la capacità di generare geometrie ingegnerizzate complesse con un numero limitato di fasi di lavorazione. Le aziende aerospaziali hanno accesso a budget significativamente più grandi della maggior parte dei settori a causa dell'elevata prestazione dei prodotti che vengono prodotti.

Avremmo vantaggi significativi se i componenti aerospaziali fossero migliorati rispetto a una o più di queste caratteristiche:

- **Leggerezza**

Tutto ciò che vola richiede energia per farlo decollare. Più leggero è il componente, minore è l'energia richiesta. Ciò può essere ottenuto utilizzando materiali leggeri, con un elevato rapporto resistenza/peso, per questo motivo, il titanio e l'alluminio sono stati tradizionalmente materiali di scelta. Più recentemente i compositi rinforzati con fibra di carbonio hanno guadagnato popolarità. Tuttavia, è anche possibile affrontare questo problema creando strutture leggere con nuclei interni cavi o a nido d'ape.

- **Alta temperatura**

Sia gli aerei che i veicoli spaziali sono soggetti a variazioni di temperatura elevata, con temperature estreme sia ad alte che a basse temperature. I componenti del motore sono soggetti a temperature molto elevate e, per questo, vengono spesso utilizzate soluzioni di raffreddamento innovative. Anche i componenti interni devono essere realizzati con materiali ignifughi. Ciò significa che l'AM richiede generalmente che i suoi materiali siano appositamente adattati per adattarsi alle applicazioni aerospaziali.

- **Geometria complessa**

Le applicazioni aerospaziali possono spesso richiedere che i componenti abbiano più di una funzione. Ad esempio, un componente strutturale può anche fungere da condotto o una pala della turbina del motore può anche avere una struttura interna per il passaggio del refrigerante. Inoltre, le specifiche geometriche per le

parti possono essere determinate da formule matematiche complesse basate sul flusso del fluido, ecc.

#### ■ Economia

L'AM consente bassi volumi di produzione economici. I progettisti e gli ingegneri di produzione non hanno bisogno di progettare e fabbricare stampi o dispositivi, né di dedicare tempo alla pianificazione di processi complessi (ad esempio, per la lavorazione) richiesti dai processi di produzione convenzionali.

#### ■ Pezzi di ricambio digitali

Molti aeromobili hanno una vita utile molto lunga (20-50 anni o più) che pone un onere per il produttore di fornire pezzi di ricambio. Invece di conservare i pezzi di ricambio o mantenere gli utensili di produzione per tutta la lunga durata dell'aeromobile, l'utilizzo dell'AM consente alle aziende di mantenere modelli digitali delle parti. Questo può essere molto più facile e meno costoso rispetto all'immagazzinamento di parti fisiche o strumenti.

Tutte le principali aziende aerospaziali negli Stati Uniti e in Europa hanno perseguito applicazioni di produzione di AM per molti anni. Boeing, ad esempio, ha installato decine di migliaia di parti AM sui propri aerei militari e commerciali. Oltre 200 parti diverse volano su almeno 16 modelli di aeromobili. Fino a poco tempo fa, tutte queste erano parti polimeriche non strutturali per applicazioni militari o spaziali. Per gli aeromobili commerciali, le parti polimeriche devono soddisfare i requisiti di infiammabilità, quindi la loro adozione ha dovuto attendere fino a quando non sono stati sviluppati materiali PBF polimerici ritardanti di fiamma. Per i metalli, la qualificazione dei materiali e la certificazione delle parti hanno richiesto molti anni per poter essere raggiunte. Oltre alla produzione di parti, le aziende aerospaziali stanno anche sviluppando nuovi materiali ad alte prestazioni sia nei metalli che nei polimeri, nonché metodi di lavorazione. Alcune delle prime applicazioni di produzione di parti metalliche su larga scala stanno emergendo nell'industria aerospaziale. GE ha acquistato *Morris Technologies* nel 2012 nell'ambito di un importante investimento in AM in metallo per la produzione di componenti per motori a turbina a gas. La parte che ha ricevuto maggiore attenzione è un nuovo design dell'ugello del carburante per il motore *turbofan CFM LEAP (Leading Edge Aviation Propulsion)*, come mostrato in figura.

Il nuovo ugello ha portato la combinazione di 18-20 parti in un unico progetto integrato ed evitando molti giunti saldobrasati e operazioni di assemblaggio. Si prevede che questo nuovo design avrà una vita utile cinque volte superiore a quella del design ori-



Figura 3.44: Ugello GE Aviation. (74)

ginale, una riduzione del peso del 25% e ulteriori risparmi sui costi realizzati attraverso l'ottimizzazione del processo di progettazione e produzione

Inoltre, l'ugello è stato progettato per ridurre l'accumulo di carbonio, rendendolo più efficiente. Gli ugelli sono fabbricati utilizzando il materiale cobalto-cromo fabbricato nelle macchine PBF metalliche EOS. È probabile che le parti siano alleviate dallo stress mentre sono ancora nel letto di polvere, seguite da una pressatura isostatica a caldo (HIP) per garantire che le parti siano completamente dense. Una tecnologia di ispezione in-process è stata sviluppata congiuntamente tra GE Aviation e Sigma Labs per l'uso nelle macchine EOS. Chiamata PrintRite3D, la tecnologia viene utilizzata per ispezionare e verificare le parti metalliche mentre vengono fabbricate. È costituito da un software per il controllo a circuito chiuso e l'analisi dei dati per determinare se le parti sono conformi alle specifiche, insieme a una serie di sensori che consentono un volume controllato del bagno di saldatura.

Diversi fornitori di PBF in metallo offrono una varietà di materiali in lega di titanio. Uno sviluppo recente è una variante del titanio chiamata *Ti-6Al-4V ELI*, che denota una lega di titanio con circa il 6% di alluminio, il 4% di vanadio e *extra low interstitials (ELI)*. La variante ELI ha una migliore resistenza alla corrosione e proprietà meccaniche, in particolare a temperature criogeniche, rispetto allo standard *Ti-6Al-4V*. Grazie a queste proprietà, la lega ha un'eccellente biocompatibilità ed è di grande interesse nell'industria medica. La sua leggerezza, l'elevata resistenza e le elevate proprietà di tenacità lo indicano come un buon candidato anche per le applicazioni aerospaziali.

Come altro esempio, Airbus ha sviluppato una lega di alluminio magnesio-scandio di seconda generazione, chiamata *ScalmalloyRP*, per i processi PBF metallici. Il materiale ha proprietà meccaniche che sono due volte più buone delle leghe di alluminio disponibili in commercio, con elevata resistenza alla corrosione e buone proprietà a fatica. I primi sforzi verso la produzione di sistemi PBF polimerici sono stati eseguiti presso Boeing. Nel 2002 è stata costituita una società spin-off di Boeing, l' *On Demand Manufacturing*. La loro prima applicazione è stata quella di produrre condotti di sistemi di controllo ambientale per fornire aria diraffreddamento agli strumenti elettronici sui jet militari F-18. Hanno ricostruito diverse macchine SLS *Sinterstation* per garantire che potessero fabbricare queste parti in modo affidabile e ripetibile. Airbus ha studiato le applicazioni di ottimizzazione della topologia al fine di sviluppare progetti di parti significativamente più leggeri di quelli adatti ai processi di produzione convenzionali. In figura è mostrata una staffa per la nacelle dell'A320 originariamente progettata come parte in acciaio fuso, ma è stata riprogettata per essere fabbricata in una lega di titanio utilizzando PBF risparmiando circa il 40% in peso.



Figura 3.45: Cerniera A320. (74)

Questo studio è stato eseguito come parte di un progetto più ampio per confrontare gli impatti ambientali del ciclo di vita della progettazione delle parti.

### 3.10.4 | Applicazioni in automotive

Come accennato, l'industria automobilistica è stata una delle prime ad adottare l'AM. Le aziende di questo settore continuano ad essere forti utilizzatori di AM, rappresentando circa il 17% di tutte le spese per AM nel 2013. Ciò posiziona l'industria automobilistica dietro alle macchine industriali/aziendali (18,5%) e ai prodotti di consumo/elettronica (18%), che sono industrie le quali utilizzano molto l'AM. Poiché i volumi di produzio-

ne nell'industria automobilistica sono spesso elevati (100.000 all'anno), l'AM è stato in genere valutato come troppo costoso per la produzione, in contrasto con l'industria aerospaziale. Ad oggi, la maggior parte dei produttori non utilizza parti AM sui modelli di auto prodotti in serie. Tuttavia, ci sono state applicazioni di nicchia di AM che vale la pena analizzare. Oltre all'RP e agli utensili rapidi, i fornitori di questo settore hanno utilizzato parti AM per eseguire il debug delle loro linee di assemblaggio. Cioè, hanno usato parti AM per testare le operazioni di assemblaggio e gli utensili per identificare potenziali problemi prima dell'inizio dell'assemblaggio della produzione. Poiché il cambio di linea del modello comporta enormi investimenti, essere in grado di evitare problemi nella produzione ha prodotto risparmi molto grandi. *Concept*, un'azienda tedesca, ha recentemente introdotto la sua macchina *X line 1000R*, che ha una camera di costruzione abbastanza grande da accogliere un blocco motore automobilistico V6. Questa macchina è stata sviluppata in collaborazione con *DaimlerAG*. Inoltre, la macchina è stata progettata con due scatole di costruzione su un singolo giradischi in modo che una scatola di costruzione potesse essere utilizzata per la fabbricazione di parti, mentre l'altra potesse essere sottoposta a raffreddamento, rimozione di parti, preriscaldamento o altre attività non di costruzione parziale.

Per auto speciali o produzione a basso volume, l'AM può essere economica per la produzione di alcune parti. Le applicazioni includono parti personalizzate su auto di lusso o parti di ricambio su auto d'epoca. Un esempio è la *Bentley Motors* che ha utilizzato il polimero PBF per fabbricare alcuni componenti interni personalizzati, che sono stati successivamente rivestiti in pelle e altri materiali.

*Local Motors* è una piccola azienda che sta sperimentando il *rowdsourcing* e altri nuovi metodi di sviluppo di nuovi veicoli. Hanno condotto un progetto di progettazione di auto *crowd-sourced*, con il requisito che la maggior parte dell'auto sarebbe stata fabbricata con AM.

Tra le organizzazioni di corse, la *Formula 1* è stata leader nell'adozione di AM. Originariamente utilizzando AM per la prototipazione rapida, alcuni dei team hanno iniziato a mettere parti AM sulle loro auto da corsa nei primi anni 2000. Queste erano in genere parti PBF polimeriche non strutturali. Analogamente all'industria aerospaziale, i team di Formula 1 hanno utilizzato modelli AM per i test in galleria del vento di modelli in scala, nonché parti per modelli di auto a grandezza naturale. Anche i team di altre organizzazioni di corse, tra cui *Indy* e *NASCAR*, hanno reso l'AM un aspetto integrante del loro processo di sviluppo della vettura.

### 3.10.5 | Applicazioni edili

Il mercato della stampa 3D è in continua crescita. Si prevede che, nel 2021, raggiunga i 21 miliardi di dollari e, entro il 2025 superi addirittura i 500 miliardi (dati McKinsey). Le applicazioni sono molteplici, ma il rapporto dell'additive manufacturing con l'architettura sta diventando sempre più stretto. Nel 2018 sono iniziate ad apparire le prime case costruite interamente con una stampante 3D e da allora la produzione additiva in edilizia ha preso il largo.

Kamp C, Centro provinciale per la sostenibilità e l'innovazione nelle costruzioni, ha realizzato il primo prototipo al mondo di una casa a due piani con quella che viene definita la più grande stampante 3D d'Europa (stampante 3D fissa per il calcestruzzo).

Dotata di una superficie di 90 mq, l'abitazione è stata costruita, ad Anversa (Belgio) come un unico pezzo in sole tre settimane. Il prototipo è realizzato tramite l'estrusione di diversi strati di una miscela simile al cemento da una stampante BOD2 di 10 x 10 metri. Composta da un ingresso, due sale conferenze e una cucina, l'abitazione conta anche alcuni extra aggiunti da Kamp C per aumentarne le possibilità di risparmio energetico, dal riscaldamento a pavimento, ai pannelli solari. Il prototipo non è però pensato per essere abitabile. È stato infatti realizzato come parte del progetto europeo C3PO, con il sostegno del Fondo europeo di sviluppo regionale e del governo belga, il cui scopo era avviare una ricerca che mettesse in luce le potenzialità della manifattura additiva in calcestruzzo come tecnica di costruzione, così da implementarne l'uso per la costruzione di case 3D. Un'altra realizzazione è Prvok, il modulo abitativo dell'azienda



Figura 3.46: Realizzazione di una casa con AM

Buřinka e prima abitazione stampata in 3D nella Repubblica Ceca. Progettato in collaborazione con lo scultore Michal Trpak, il prototipo su scala reale vede 3 stanze per una superficie totale di 43 metri quadrati.

Come per tutte le abitazioni stampate, la vera innovazione è nei tempi di produzione. In questo caso, la struttura può essere realizzata in appena 24-48 ed essere pronta all'uso in soli 28 giorni. Il progetto è in grado di garantire nel contempo robustezza e leggerezza, due caratteristiche che rendono il modulo adatto anche alle future case galleggianti.

L'unità sarà realizzata con uno speciale calcestruzzo formulato ad hoc e contenente nanofibre di polipropilene, plastificanti e acceleranti di miscelazione.

Il modulo sarà installato su un pontone galleggiante, con un pavimento di legno attorno. Grazie ad una serie di tecnologie verdi, Provk sarà parzialmente autosufficiente: remote control, doccia a ricircolo, tetto verde, serbatoi per l'acqua potabile e fognaria, ne farò un piccolo modello di sostenibilità.

I vantaggi? Rispetto alle case passive convenzionali, quelle stampate possono risparmiare fino al 50% di dei costi complessi e sono costruite sette volte più velocemente. Rispetto agli edifici tradizionali in mattoni, invece, la stampa 3D genera fino al 20% in meno di emissioni.



Figura 3.47: Realizzazione di una casa galleggiante con AM

## INTRODUZIONE ALLA STAMPANTE

La stampante utilizzata è la Markforged Mark Two Industrial Strength 3D Printer R sviluppata dalla start-up di stampa 3D con sede a Boston. La sua particolarità è la presenza di due ugelli differenti: uno per erogare il materiale plastico (Nylon od Onyx) e uno per erogare le fibre (carbonio, kevlar o vetro) con cui realizzare eventuali inserti per aumentare la rigidità della struttura. Inoltre, l'ugello in fibra include anche un sistema di taglio per tagliare la fibra alla fine del percorso. Le testine si muovono in direzione x e y ma non in altezza: se si muovessero anche in direzione z il tubicino contenente la fibra potrebbe subire deformazioni che porterebbero alla rottura della fibra. Il piano di stampa, invece, si muove in direzione z.

Prima di iniziare la stampa del componente, è necessario effettuare una calibrazione iniziale in modo che il piano e gli ugelli siano alla distanza corretta, infatti, se tale distanza fosse troppo grande la stampa sarebbe imprecisa, mentre, se i due componenti fossero troppo vicini si rischierebbe che l'ugello schiacci il materiale sul piano di stampa causando un debordo del materiale. Inoltre, quando l'ugello passa per stampare un'altra zona, c'è il rischio che questo si scontri con il materiale già depositato creando problemi alla stampa e all'ugello che viene otturato.

E' altresì importante che il pezzo sia aderente con il piano di stampa, per cui, si utilizzerà della semplice colla nell'area in cui verrà posizionata la struttura e dove verrà effettuato lo spurgo circolare e lineare.

La principale differenza tra questa stampante 3D e altre macchine RP per materiali compositi risiede nel rinforzo in fibra che è un filo continuo piuttosto che un insieme di fibre. Questa soluzione viene adottata per aumentare notevolmente le proprietà meccaniche dei prodotti stampati al fine di passare da una macchina RP a una macchina AM in grado di produrre componenti funzionali. La stampante 3D Mark Two è una delle stampanti 3D più avanzate della serie Markforged Desktop, adatta per un picco-

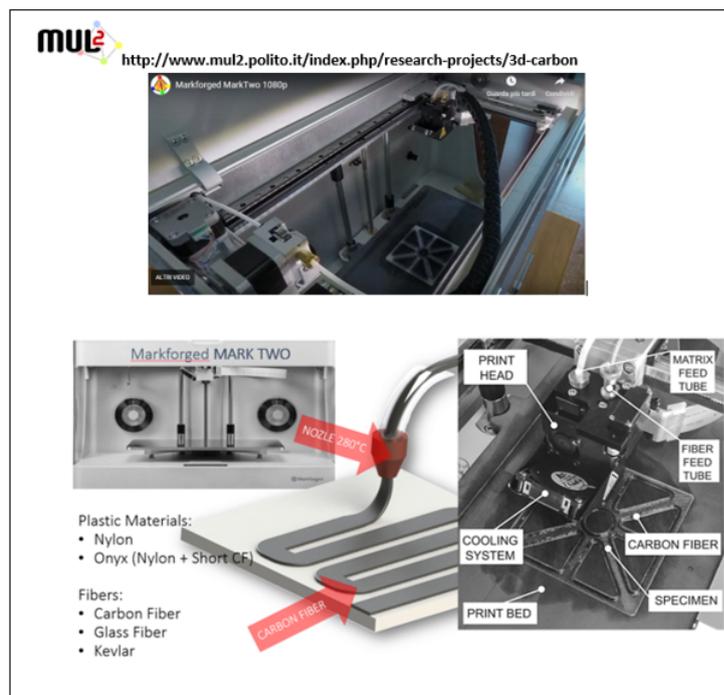


Figura 4.1: Stampante 3D.

lo numero di parti RP con elevata precisione e notevoli proprietà meccaniche. Il vantaggio principale di questo modello è la capacità di stampare la matrice con due materiali diversi (cioè il nylon e l'onyx, quest'ultimo è una matrice di nylon riempita con microfibre di carbonio) e fino a quattro tipi di fibre continue. Le parti rinforzate con fibre fabbricate per mezzo del Mark Two sono una sorta di strutture sandwich in cui la regione rinforzata con fibre è circondata da strati di matrice superiori, inferiori e laterali. Le caratteristiche più rilevanti di questa stampante 3D sono riportate nella Tabella 4.1.

L'interfaccia utente grafica (GUI) con la macchina è assicurata dal software Markforged Eiger R fornito con Mark Two. Permette di sfruttare le caratteristiche principali della stampante 3D e rappresenta un facile strumento per controllare la strategia di posizionamento dei rinforzi fibrosi. Il software Eiger è in grado di leggere i files STL che possono essere generati con qualsiasi software CAD. La GUI consente una personalizzazione a due livelli del pezzo da stampare:

- un livello di parte dove l'utente può impostare il tipo di supporti, il materiale della matrice e delle fibre, il numero di strati esterni della matrice (laterale, superiore e inferiore), la densità di riempimento e lo stile della matrice (triangolare, esagonale e concentrica);

Processo	FDM+CFF
Volume parte	320×132×154 mm
Peso	16 Kg
Dimensioni	575×322×360 mm
Sistema di estrusione	2 teste
Polimeri	Onyx, Nylon White
Fibre	Kevlar, carbonio, vetro e HSHT vetro
Altezza strato	100 $\mu m$ default, max 200 $\mu m$
Riempimento	Riempimento a celle chiuse con diverse geometrie disponibili
Supporto	eiger.io

Tabella 4.1: Caratteristiche della stampante.

- un livello interno in cui l'utente può personalizzare, strato per strato, la strategia di posizionamento delle fibre (isotropa, cioè unidirezionale o concentrica).

Per quanto riguarda la deposizione delle fibre, il software consente di visualizzare, con una buona precisione, il layout del percorso delle fibre nel componente (strato per strato). In particolare, sono disponibili due strategie di deposizione delle fibre: isotropa e concentrica. La strategia isotropa consiste nel riempire l'area selezionata con tows paralleli lungo un determinato orientamento.

Viceversa, l'opzione di deposizione concentrica posiziona le fibre partendo dal profilo esterno dell'area selezionata e riempiendo la regione interna per mezzo di percorsi concentrici.

Tuttavia, indipendentemente dalla strategia di deposizione delle fibre, la tecnologia CFF adottata da Markforged consente di collocare le fibre in un unico filo il più a lungo possibile al fine di ottenere un vero laminato VAT con un percorso di fibre non convenzionale. Un'altra caratteristica interessante di Mark Two è che il processo di stampa può essere impostato in pausa su un livello specifico per aggiungere parti aggiuntive al componente, ad esempio l'utente può introdurre parti esterne come elementi di fissaggio, sensori o altri inserti per creare un assemblaggio funzionale.

### 4.0.1 | Principali vincoli di produzione della stampante 3D

Al fine di comprendere correttamente i veri limiti della stampante 3D Mark Two, è stato effettuato uno studio preliminare dei vincoli tecnologici di questo processo RP. In particolare, questo studio è stato condotto utilizzando rispettivamente il nylon e la fibra di vetro come materiali a matrice e in fibra. La prima serie di test è stata dedicata alla valutazione della larghezza minima di traino per la strategia di deposizione di fibre isotrope. I risultati mostrano che, per una tale tecnologia RP, non solo la larghezza minima di traino costituisce un requisito di fabbricazione fondamentale da considerare nel processo di progettazione, ma è stato evidenziato anche un secondo vincolo tecnologico: la lunghezza minima di traino. Infatti quando viene raggiunta la larghezza minima di traino la stampante è in grado di posizionare effettivamente un singolo traino solo se la sua lunghezza è superiore o uguale alla lunghezza minima del traino stesso. Al di sotto di questo valore, Mark Two stampa una parte in nylon puro senza rinforzo. Tenendo conto di questo aspetto, per stampare un volume di controllo (CV) avente una lunghezza inferiore alla lunghezza minima di traino è necessario raddoppiare la larghezza del CV, ovvero posizionare due CV paralleli. In questo modo la lunghezza minima del CV avente una larghezza di  $2,8\text{mm}$  (questo valore non è esattamente il doppio della larghezza minima di traino in quanto il telaio a matrice di  $0,1\text{mm}$  di spessore non è raddoppiato) è pari a  $25\text{mm}$ . In questo modo viene rispettato il requisito della lunghezza minima di traino (poiché le fibre sono collocate in un unico filo) poiché la lunghezza complessiva della fibra è leggermente superiore a  $50\text{mm}$ .

La seconda serie di test si è concentrata sulla valutazione del raggio minimo di curvatura di un percorso circolare. La parte costruita per eseguire questo test è costituita da sette settori circolari concentrici. Per ogni settore è stato valutato il raggio di curvatura minimo corrispondente ad un angolo di apertura minimo. L'opzione di deposizione delle fibre selezionata è quella concentrica, pertanto la larghezza di ciascun settore è stata mantenuta costante e uguale alla larghezza minima di traino in caso di riempimento concentrico. Quando si considera una deposizione concentrica di fibre di una sola fibra lungo il limite CV, la lunghezza minima di traino è sempre soddisfatta.

La terza serie di prove riguarda la valutazione del raggio minimo di curvatura del traino lungo un percorso curvilineo. Per eseguire questi test, sono stati stampati una serie di percorsi sinusoidali caratterizzati da un diverso raggio medio. Il raggio medio minimo di curvatura consentito dalla macchina è pari a  $R = 1,5\text{mm}$ . Per riprodurre il percorso, la strategia di deposizione delle fibre selezionate è quella concentrica. Il volume è caratterizzato da una larghezza pari alla larghezza minima di traino per il riempimento concentrico (cioè  $2,5\text{mm}$ ) che corrisponde alla deposizione di un singolo

anello di fibre. Tuttavia, per un raggio medio minimo pari a  $1,5\text{mm}$  la qualità del prototipo non è buona in quanto la traiettoria di traino richiesta non è perfettamente abbinata. Il raggio medio minimo di curvatura che dà luogo a buoni risultati è pari a  $3,8\text{mm}$

#### 4.0.2 | Limiti della stampante

La stampante presenta alcuni limiti:

- Limiti dovuti all'umidità e alla temperatura

Poichè la matrice assorbe umidità, essa dovrà essere tenuta all'interno di una valigetta stagna. L'umidità entra dall'ugello e dai fori presenti sul servomotore; quando passa nell'ugello essa diviene vapore acqueo (la temperatura dell'ugello è di circa  $280\text{ }^{\circ}\text{C}$ ). Si creano quindi delle "bolle" sul pezzo stampato creando una scarsa qualità del prodotto. Per questa ragione la stampante effettuerà uno spurgo iniziale.

Sicuramente la temperatura crea deformazioni durante e dopo la stampa. L'analisi sui problemi legati alla temperatura esula da questa esercitazione, ma, di grande interesse risulta il raffreddamento del prodotto stampato: può capitare che le tensioni sugli angoli della struttura, durante il raffreddamento, siano tali da far alzare gli stessi angoli. Ne consegue che gli strati che verranno stampati successivamente saranno meno accurati. A fronte di tale problematica, esiste una funzione che permette di stampare attorno alla struttura uno strato di materiale che va ad aumentare la superficie del prodotto nonché l'adesione al piano di stampa così che si sollevino gli angolini dello strato anzichè quelli della struttura.

- Spessore degli strati

E' un parametro che dipende dal tipo di stampante. Nel caso della stampante Markforged MARK TWO, lo spessore  $h$  del layer può essere pari a:

$0.1\text{ mm}$

$0.125\text{ mm}$

$0.2\text{ mm}$

Usare uno spessore più piccolo darà maggiore accuratezza ma aumenterà il tempo di stampa poichè ad ogni passata verrà messo metà del materiale rispetto allo strato di  $0.2\text{ mm}$ . In questa esercitazione non ci siamo preoccupati di tale scelta, in quanto andremo ad utilizzare la stampa con fibre di carbonio e automaticamente la stampante darà uno spessore di  $0.125\text{mm}$ . Il parametro è importante in quanto se lo spessore della piastra non è multiplo di  $0.125\text{mm}$  la stampante realizzerà il pezzo, grazie alla presenza di

un software che aggiusta la geometria, ma lo farà o più spesso o più sottile di quanto dovrebbe essere.

- Strati di floor e roof di pura matrice

La stampa non potrà iniziare subito con la fibra per un limite tecnologico della stampante, dovremo quindi indicare il numero degli strati da mettere prima e dopo la fibra per chiudere il pezzo (strati di floor e di roof). Questo andrà tenuto in conto nel nostro modello agli elementi finiti, in quanto, per esempio, per la rigidità flessionale gli strati esterni sono quelli più importanti.

- Fibre sui bordi

La stampante non riesce a mettere le fibre sui bordi, dovremo quindi indicare quanti strati di matrice mettere sul contorno (strati di wall).

- Passate di fibre

La fibra ha un diametro di circa  $0.3\text{ mm}$  ed è composta da più fibre di circa  $0.08\text{ mm}$ . La fibra viene scaldata dall'ugello e spalmata sul pezzo. Poiché lo spessore dello strato è  $0.125\text{ mm}$  assumeremo che ogni passata di fibra è di  $1\text{ mm}$ . Questo è importante per il modello numerico: poiché ogni fibra è simulata con una beam, la sua superficie è decisa a seconda del numero di fibre immerse: ad esempio, utilizzando 2 fibre parallele per 2 sullo spessore, avremo che la sezione della beam per calcolare il momento di inerzia sarà  $2\text{ mm} \cdot 0.250$ . L'informazione serve quindi per le proprietà della trave, ma anche per sapere il limite di fibre da mettere: consideriamo un pezzo di struttura largo  $3\text{ mm}$ , avremo  $1\text{ mm}$  da una parte e  $1\text{ mm}$  dall'altra che sono i due wall e in mezzo avremo una fibra sola. Se nel modello si mettessero 8 fibre una accanto all'altra il pezzo risulterebbe rigidissimo ma nella realtà le fibre non ci starebbero e il componente non potrebbe essere utilizzato.

- Dimensione massima della stampante:  $30\text{ cm}$  circa.

Markforged mette a disposizione un servizio cloud-based chiamato *eiger.io* in cui poter effettuare delle verifiche o modifiche ai singoli strati della struttura. Dopo aver importato il file *.stl* della piastra sul sito, è possibile impostare, per esempio, il materiale da utilizzare e l'orientazione del pezzo. Successivamente è possibile passare alla internal view: è possibile visualizzare come la macchina stamperà ogni singolo layer e nel caso effettuare delle modifiche. Infine è possibile far calcolare al software informazioni come costo o quanto tempo durerà la stampa del componente.

## MODELLO VAT

Poichè lo scopo è quello di stampare un componente VAT, la cui disposizione delle fibre è variabile, occorre creare delle superfici in modo tale che la stampante possa posizionare le fibre. Per fare ciò si creano dei tagli fittizi che non creano discontinuità nel materiale. In questo modo le fibre vengono depositate attorno a superfici fisiche, ovvero i tagli fittizi, che serviranno come guida alla stampante.

### 5.1 | Realizzazione dei tagli fittizi

Sapendo che la variazione angolare delle fibre è lineare, vale

$$\theta(x) = T_0 + (T_1 - T_0) \frac{2|x|}{a} \quad (5.1)$$

in cui:

- $T_1$  rappresenta l'angolo formato tra la tangente alla curva e l'orizzontale alle due estremità della piastra;
- $T_0$  appresenta l'angolo tra la tangente alla curva e l'orizzontale al centro della piastra;
- $a = b$  sono i lati della piastra quadrata.

Eseguendo l'integrale di 5.1 si può calcolare la coordinata  $y = f(x)$  che è pari a:

$$\frac{T_1 - T_0}{a} \cdot |x| \cdot x + T_0 \cdot x + C \quad (5.2)$$

con  $C$  costante arbitraria.

a=b	80mm
$T_0$	45°
$T_1$	0°
C	0

Tabella 5.1: Valori di riferimento della piastra.

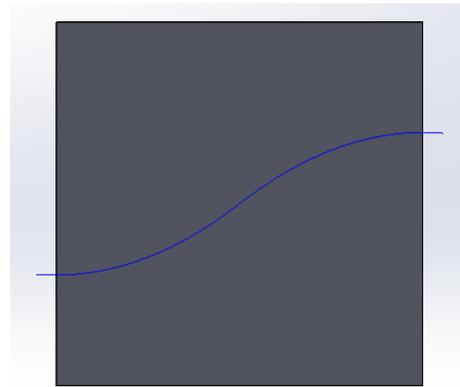
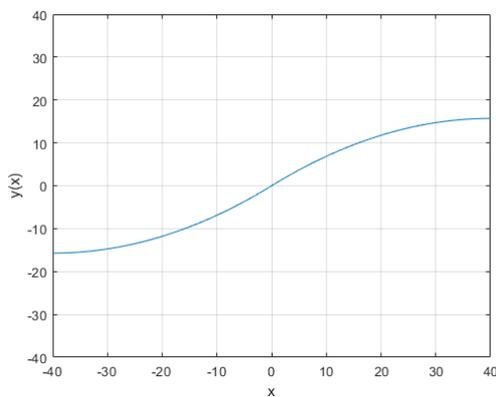


Figura 5.1: Curva path delle fibre curvilinee ottenuta su MatLab per la creazione dei tagli fittizi.

Imponendo i valori di riferimento riportati in Tabella 5.1, si ottiene la curva mostrata in Figura 5.1.

Ottenuta la curva si trasferiscono le coordinate  $x$  e  $y$  su di un file con estensione *.txt* che verrà importato su *SolidWorks* per poter disegnare la curva path sulla parte relativa alla piastra estrusa, ottenendo la figura 5.1 a destra.

Attraverso il comando *Pattern* si riproducono le istanze senza variazione della legge. Definite le curve si eseguono i tagli di larghezza  $0.031\text{mm}$ . Il risultato è riportato in figura 5.2.

## 5.2 | Importazione su Eiger.io

Una volta definita la geometria della piastra e creati i tagli possiamo salvare il file con denominazione *.stl*, in tal modo possiamo importare il nuovo file sul sito *Eiger.io*.

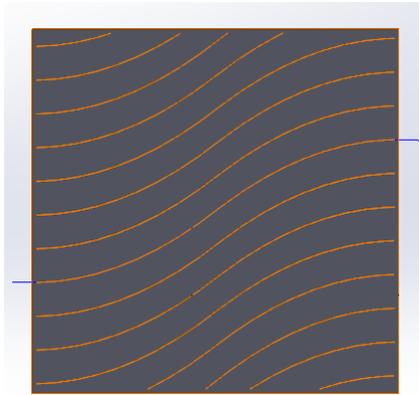


Figura 5.2: Creazione dei tagli.

### 5.2.1 | Impostazione dei parametri di stampa e visualizzazione

All'interno dell'area di lavoro di *Eiger.io* ci viene chiesto di inserire alcuni parametri che serviranno al programma come base per la stampa del modello. Entriamo quindi in *Pattern settings* e impostiamo i parametri in tabella 5.2.

Materiale	Onyx
Tipologia di fibra	Fibre di vetro
Tipologia di riempimento	Riempimento solido (densità massima)
Numero di walls	2
Tipologia di riempimento fibre	Concentriche

Tabella 5.2: Valori di riferimento della piastra su *Eiger.io*

Entrando in *Internal view*, è possibile visualizzare i layer della piastra, la distribuzione di matrice e la distribuzione della fibra, nonché, il numero di fibre inserite, ottenendo la figura 5.3

Si noti, infine, come il numero di fibre vari al variare della distanza di pattern impostata (figure 5.4-5.8).

- Impostando una distanza di pattern pari a  $2mm$  non è possibile depositare fibre.
- Con  $4mm$  è possibile depositare una sola fibra ma è evidente la presenza di matrice intermedia tra la fibra del percorso curvilineo.
- Alzando la distanza a  $6mm$  si riesce ad avere una sola disposizione di fibra, ma, questa volta, uniforme.

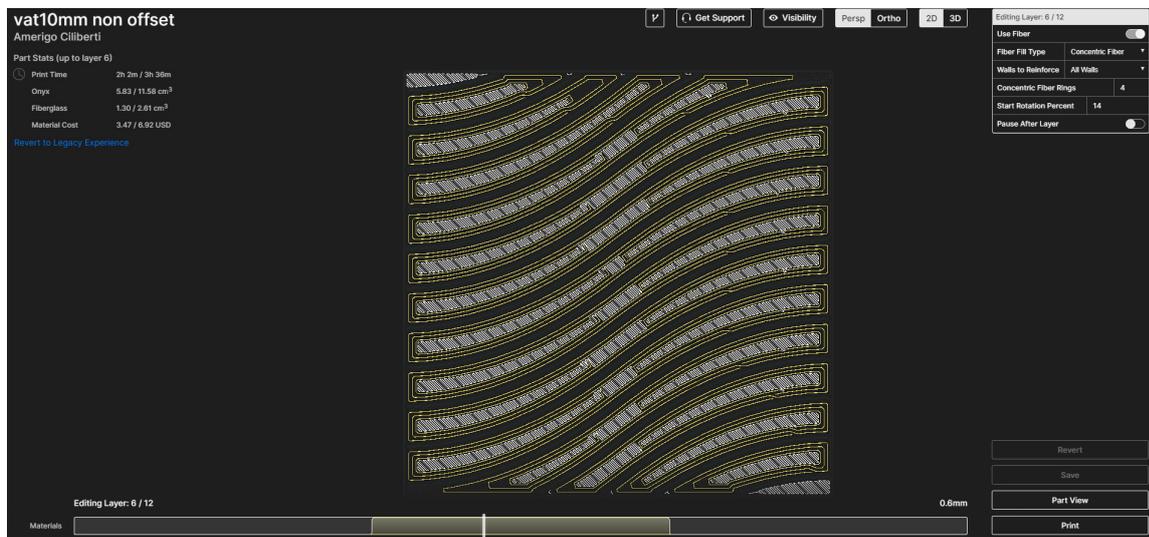


Figura 5.3: Rappresentazione provino VAT su *Eiger.io*

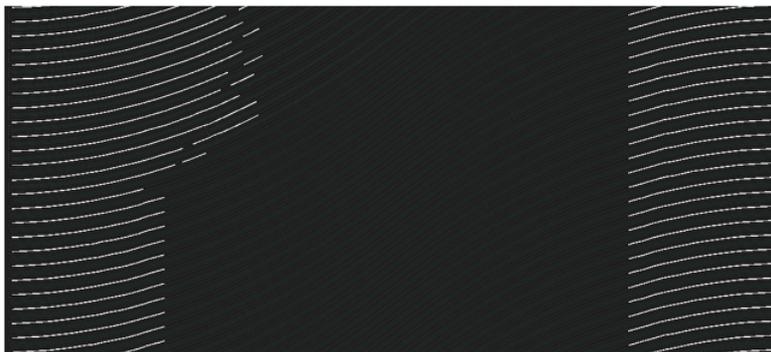


Figura 5.4: Distanza di pattern pari a 2mm.

- Alzando il valore a  $7mm$  si arriva a depositare una fibra continua e una intervallata da matrice.
- Con  $9mm$  si riesce ad avere due distribuzioni uniformi delle fibre.

### 5.2.2 | Visualizzazione dei difetti

E' noto che i materiali compositi con disposizione delle fibre curvilinea introducono complicazioni quali difetti che dipendono dalla disposizione delle fibre stesse. L'output fornito da *Eiger.io* è un valido aiuto per determinare i problemi del modello. Dalla figura 5.3 sono chiaramente visibili i difetti analizzati nel paragrafo 1.4. In particolare notiamo

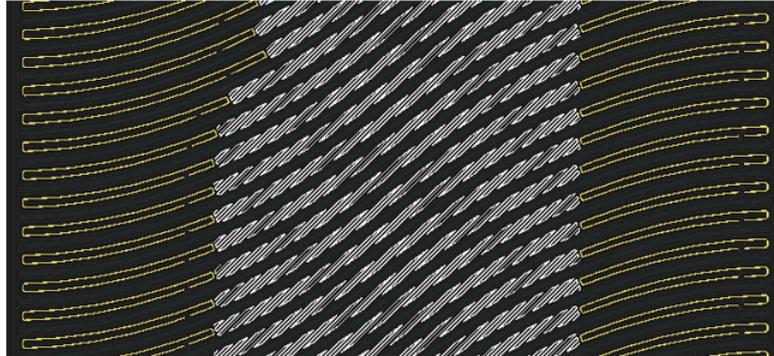


Figura 5.5: Distanza di pattern pari a 4mm.



Figura 5.6: Distanza di pattern pari a 6mm.

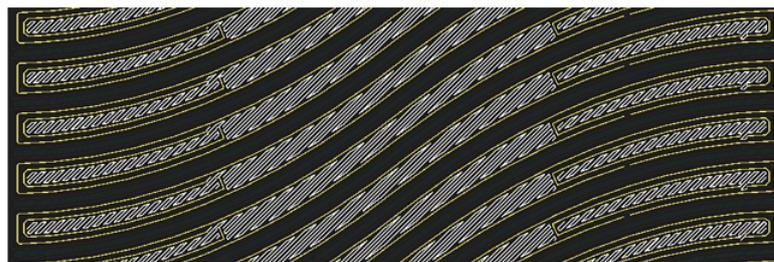


Figura 5.7: Distanza di pattern pari a 7mm.

la presenza di aree vuote in cui non vengono depositate le fibre a causa della geometria curvilinea della curva di riferimento (*tow gap*) e le diverse distanze che intercorrono tra le diverse curve, in quanto si è traslato una geometria curva con pendenze diverse. Si noti, inoltre, la presenza di matrice all'interno dei sentieri curvilinei e gli effetti di bordo. Le figure 5.9 e 5.10 sono esemplificative di quanto detto.

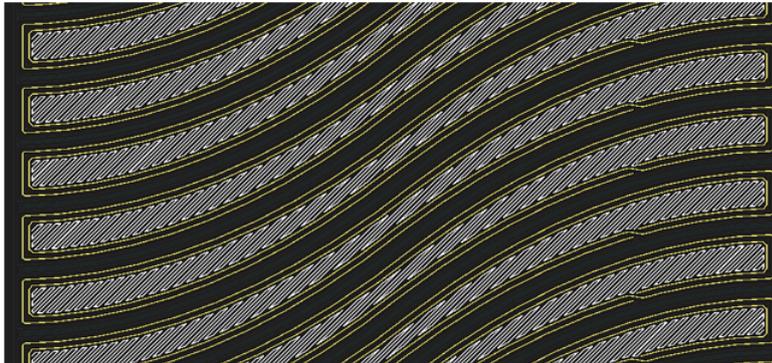


Figura 5.8: Distanza di pattern pari a 9mm.

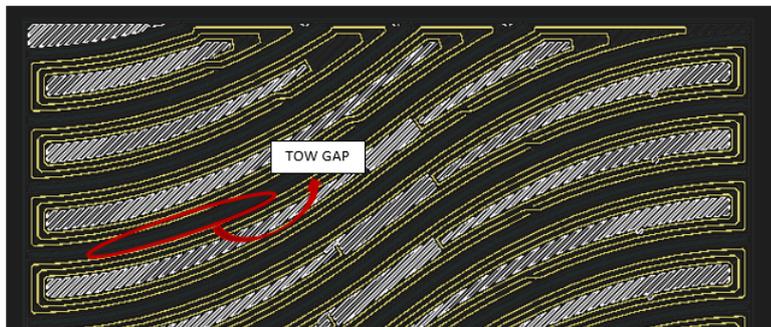


Figura 5.9: Rappresentazione dei difetti (tow gap) piastra VAT su *Eiger.io*

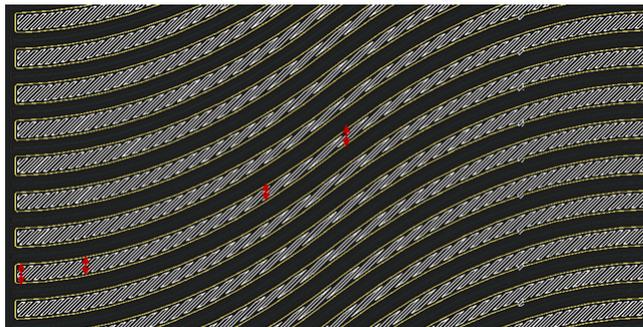


Figura 5.10: Rappresentazione dei difetti (distanze tra curve) su *Eiger.io*

Risulta evidente che se diminuiamo il numero di tagli, aumentano gli effetti di bordo. Con tagli più frequenti minimizziamo quest'ultimi là dove vi è molta fibra rettilinea con un orientamento differente. Tuttavia, aumentando il numero di tagli la stampante riuscirà a inserire meno fibra. Risulta chiaro, quindi, che bisogna trovare un

compromesso.

Dovremo, quindi, trovare un metodo che permetta di minimizzare il più possibile i difetti esposti precedentemente, questo è possibile andando a proiettare la curva anzichè traslarla. Dopo vari test si è visto che la distanza minima per avere due passate di fibra minimizzando i difetti è  $1.9mm$ . Con questa distanza evitiamo effetti di bordo importanti.

### 5.3 | Minimizzazione dei difetti

Come visto precedentemente, i percorsi curvilinei adiacenti inizieranno a sovrapporsi l'un l'altro (nel nostro caso il software della stampante impedisce la sovrapposizione) o ad avere spazi vuoti tra di loro. La formazione di regioni di sovrapposizione e spazio tra i tows porta a cambiamenti nello spessore del laminato in tutta l'area del pannello. La sovrapposizione si verifica a causa di un cambiamento nella larghezza effettiva del percorso rispetto alla direzione di spostamento. La larghezza effettiva del percorso può essere calcolata utilizzando una semplice equazione.

$$w_{proiettato} = \frac{w_{nominale}}{\cos\theta} \tag{5.3}$$

La larghezza nominale per  $\theta = 0^\circ$  è rappresentata da  $w_{nominale}$ . All'aumentare di  $\theta$  aumenterà anche la larghezza effettiva, come mostrato per un percorso, con  $T_0 = 0^\circ$  e  $T_1 = 60^\circ$ , nella Figura 5.11.

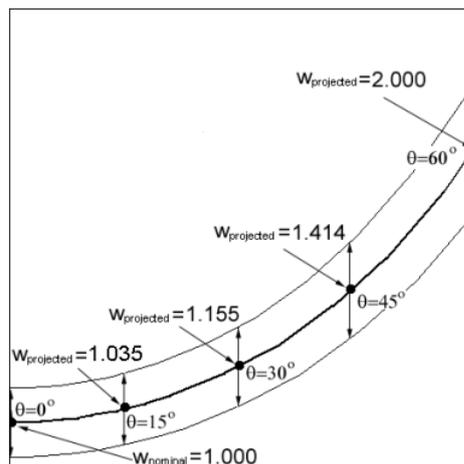


Figura 5.11: Modifica dell'altezza del percorso curvilineo previsto per la lamina

Per una lamina a singolo spessore, la distanza di spostamento al centro della lamina è  $1,0 w$  mentre sul bordo destro la distanza di spostamento dovrebbe essere di  $2,0 w$ . Lo

spostamento è costante su tutto il pannello. Pertanto, se la distanza di spostamento è  $1,0 w$ , il centro del pannello avrà un singolo spessore, ma il resto del percorso curvilineo non verrà spostato abbastanza lontano e si sovrapporrà al percorso successivo. Se la distanza di spostamento è di  $2,0 w$ , il bordo destro avrà un singolo spessore, ma altrove nella lamina si verificheranno spazi tra i tow. Se lo spostamento viene scelto tra  $1,0w$  e  $2,0w$ , ci saranno sia regioni sovrapposte che gap.

Per permettere di ottenere una distanza costante dei sentieri curvilinei si utilizza il comando *offset*, utilizzando la curva base come input del comando. Una volta creati i nuovi tagli con *offset* si otterrà il modello mostrato in figura 5.12 a sinistra.

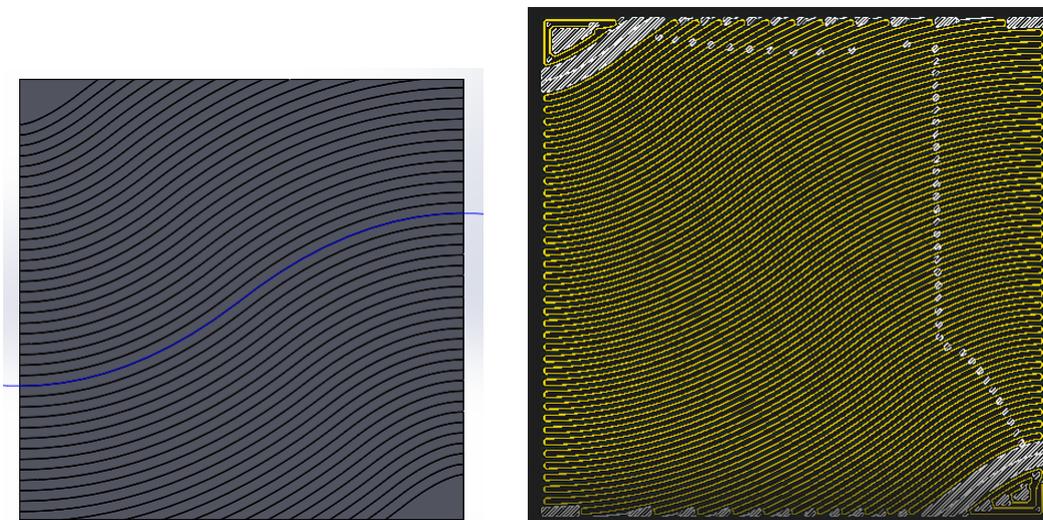


Figura 5.12: Realizzazione dei tagli con il comando *offset* e visualizzazione su *Eiger.io*.

Si noti che negli angoli non è possibile inserire tagli fittizi, in quanto si eccede l'*offset* massimo che il programma CAD fornisce, in quella zona avremmo, dunque, matrice.

Una volta ultimato il CAD si importa il file *.stl* sul software *Eiger.io* in modo da visualizzare l'output (figura 5.12 a destra) e procedere, eventualmente, alla stampa del pezzo.

Dalla figura 5.12 (destra) appare evidente come:

- la distanza tra un sentiero curvilineo e il successivo rimanga costante.
- non vi sia più la presenza di matrice all'interno dei sentieri curvilinei;
- i tow gaps vengono minimizzati;
- gli effetti di bordo vengano minimizzati.

## ANALISI SPERIMENTALE

Per l'analisi sperimentale si utilizzeranno le piastre analizzate nel capitolo precedente, le quali hanno dimensione  $8 \times 8 \times 1.25 \text{ mm}$  in cui i tagli fittizi mantengono la stessa larghezza ( $0.03 \text{ mm}$ ), tuttavia, varia la metodologia per rappresentare i sentieri curvilinei, in particolare, sono state create tramite *SolidWorks* diverse tipologie di piastre:

- con diversi offset e tagli fittizi passanti lungo tutta l'estensione della piastra;
- senza offset e tagli fittizi lungo tutta l'estensione della piastra;
- senza offset e tagli fittizi interni alla piastra, distanti  $2 \text{ mm}$  dai bordi.

Nel primo caso la distanza tra un percorso curvilineo e il successivo è mantenuta costante, negli altri casi la distanza varia come visto precedentemente.

Per quanto concerne la disposizione delle fibre, esse sono state posizionate secondo la seguente metodologia:

- $T_0 = 45^\circ, T_1 = 0^\circ$ ;
- $T_0 = -45^\circ, T_1 = 0^\circ$ ;
- $T_0 = 0^\circ, T_1 = 45^\circ$ ;
- $T_0 = 0^\circ, T_1 = -45^\circ$ .

Definite le parti su *SolidWorks*, e, ottenuto il file *.stl*, si esegue l'importazione su *Eiger.io*. Tutte le piastre hanno le caratteristiche riportate in tabella 6.1:

Definito l'output si procede alla stampa.

Dimensione piastra	80mm x 80mm x 1.25mm
Spessore del taglio	0.031mm
Materiale matrice	Onyx
Tipologia di fibra	Kevlar
Tipologia di riempimento	Riempimento solido (densità massima)
Tipologia di riempimento fibre	Concentriche
Spessore dei layers	0.1mm
Numero di layers di floor	4
Numero di layers di roof	4
Numero di layers di fibra	4
Numero di walls	0

Tabella 6.1: Valori di riferimento delle piastre su *Eiger.io*

## 6.1 | Fase di stampa

Come già esposto in precedenza, per stampare il prototipo si è utilizzata la stampante MarkTwo. La figura 6.1 mostra la stampante in esame e i componenti che la costituiscono.

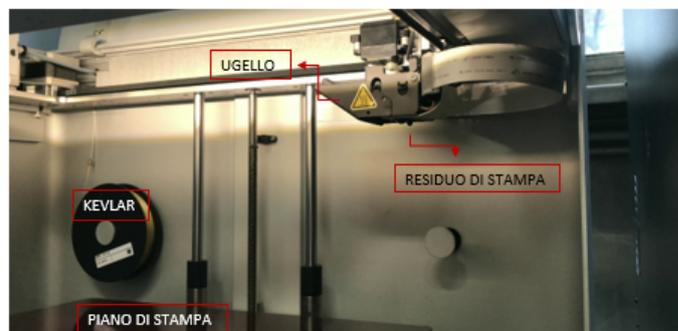


Figura 6.1: Stampante e relativi componenti.

Prima di procedere alla stampa vera e propria occorre effettuare alcuni passaggi intermedi quali:

- inserimento della fibra di Kevlar;
- riscaldamento e pulizia degli ugelli.

Questo step è fondamentale in quanto, successivamente, bisogna misurare la distanza tra ugello e piano di stampa. Spesso accade che nell'ugello resti del mate-

riale residuo della stampa precedente, dunque, si procede a riscaldare l'ugello in modo che il materiale di scarto fonda e si possa procedere alla pulizia.

- Determinazione della distanza ugello-piano di stampa.

Una volta che l'ugello è stato pulito e si è raffreddato, il piano di stampa sale in direzione assiale, e, attraverso opportuni spessimetri, si stabilisce la distanza tra ugello e piano di stampa. Questo processo è leggermente conservativo (lo spessimetro dovrà avere un certo attrito ma si dovrà anche muovere) e viene effettuato per evitare che l'ugello sia troppo vicino alla plastica e si intasi, producendo un pezzo stampato male, o, bloccando la stampa.

- Posizionamento della colla

Si posiziona uno strato di colla nella zona dove la stampante effettuerà lo spurgo e nella zona dove avverrà la stampa del prototipo.

- Inizio della stampa

La figura 6.2 riporta la realizzazione della stampa.

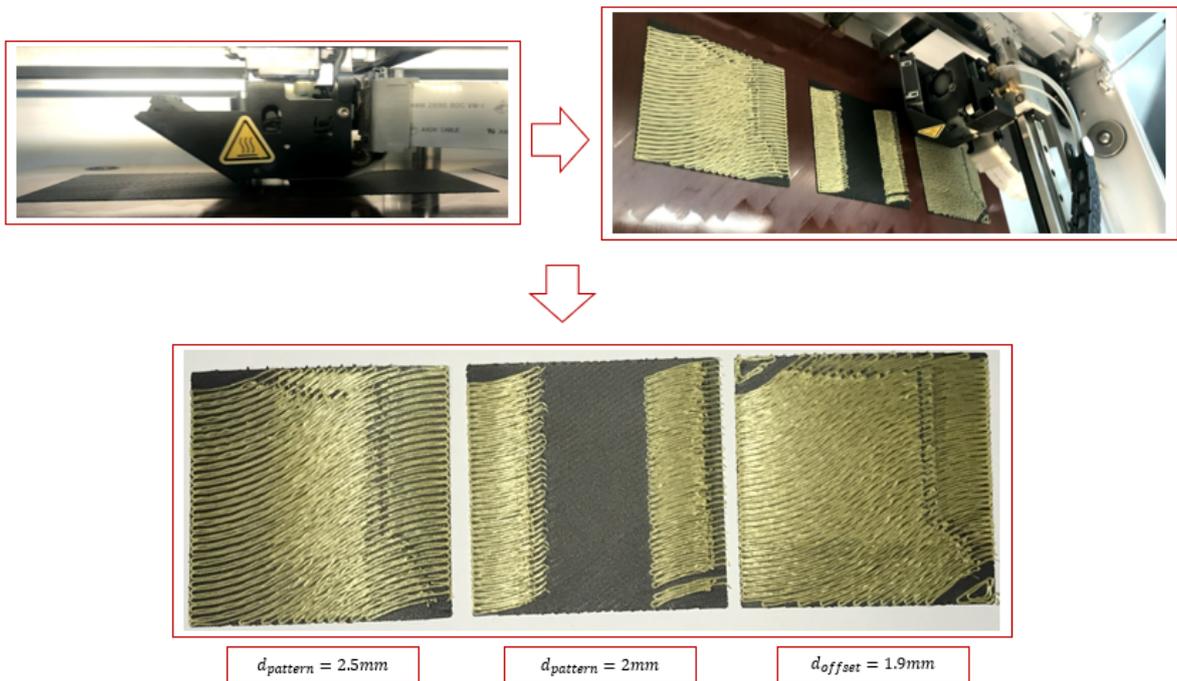


Figura 6.2: Realizzazione delle piastre: stesura dei layers di floor in alto a sinistra; stesura dei layers di fibra in alto a destra; output del processo di stampa in basso.

## 6.2 | Confronto modello-prodotto: analisi dei difetti

A titolo dimostrativo, con lo scopo di analizzare i difetti introdotti dal processo produttivo, vengono analizzate tre tipologie di piastre in cui  $T_0 = 45^\circ, T_1 = 0^\circ$ :

- Piastra con offset,  $d_{offset} = 1.9mm$ .
- Piastra senza offset,  $d_{pattern} = 2mm$
- Piastra senza offset,  $d_{pattern} = 2.5mm$

### 6.2.1 | Piastra con offset, $d_{offset} = 1.9mm$

La piastra è raffigurata in figura 6.3 a sinistra per quanto concerne il modello 3D, mentre, a destra viene riportato il prodotto stampato, che ricalca fedelmente l'output visualizzato da *Eiger.io*.

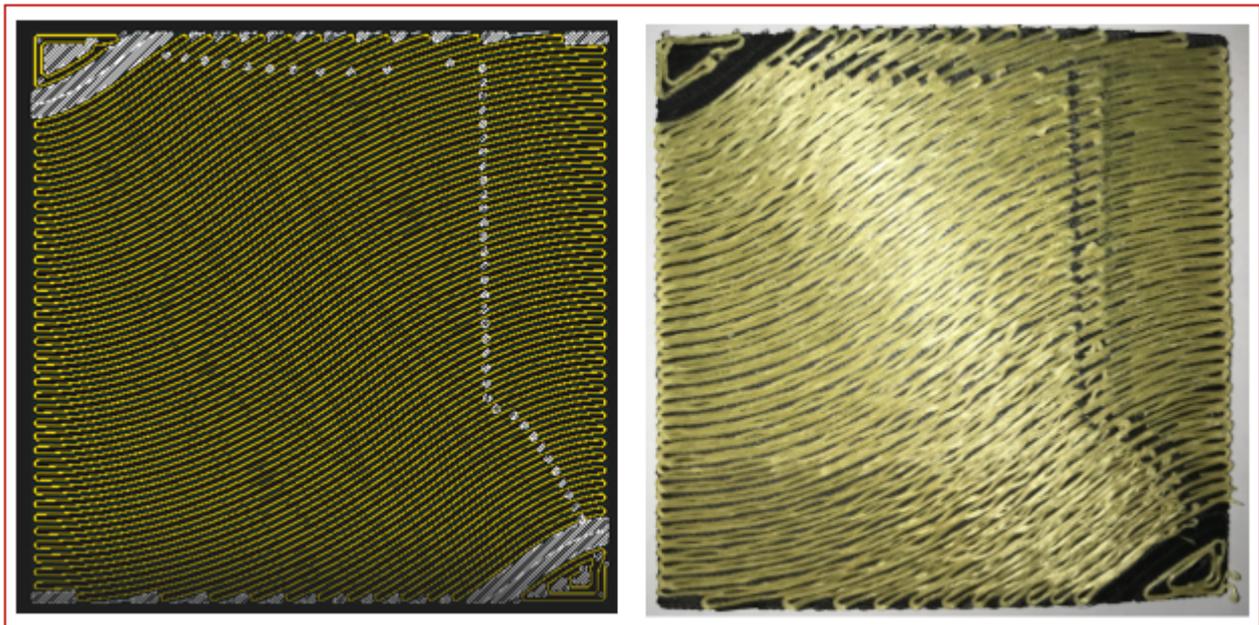


Figura 6.3: Rappresentazione modello piastra con  $d_{offset} = 1.9mm$  su *Eiger.io* a sinistra; prodotto stampato a destra.

Dalla figura 6.3 è possibile evidenziare come:

- le fibre seguono il percorso curvilineo delineato dai tagli fittizi;

- lo spessore dei percorsi curvilinei riulti costante;
- L'entità di offset massimo non permetta di disporre ulteriori tagli fittizi, non permettendo la deposizione delle fibre nella regione degli spigoli (fig. 6.4);



Figura 6.4: Difetto offset massimo, piastra 1.9mm.

- la stampa presenti una netta zona di imperfezione dovuta al taglio della fibra (zona fibra-matrice-fibra) [Fig. 6.5]

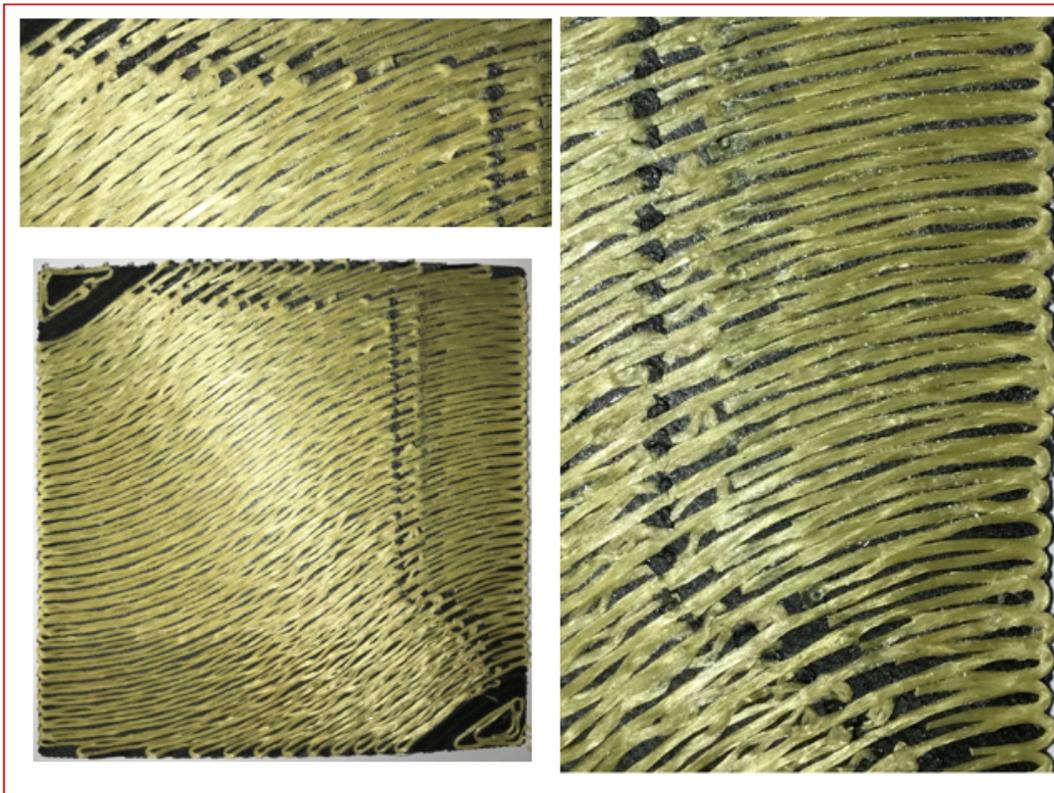


Figura 6.5: Difetto dovuto al taglio, piastra 1.9mm.

- le fibre risultino leggermente ondulate (Fig. 6.6);

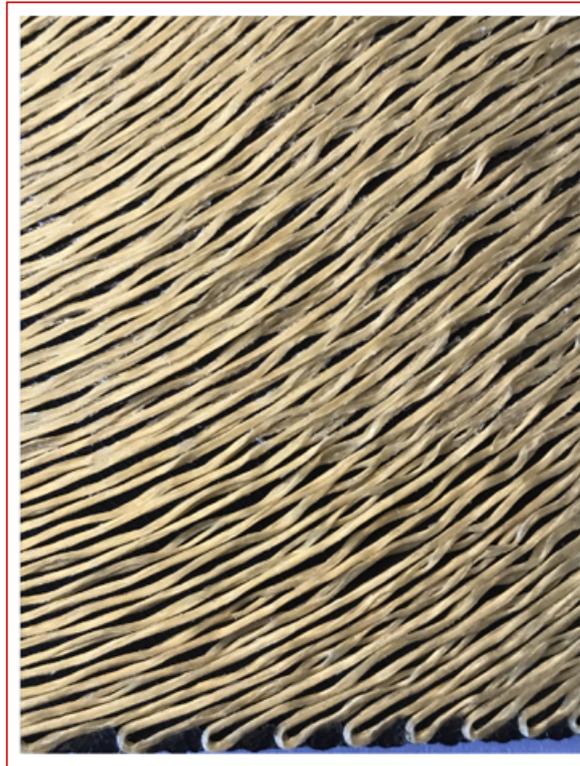


Figura 6.6: Ondulazione della fibra, piastra 1.9mm.

- la piastra risulti leggermente deformata dopo il raffreddamento.

La tabella 6.2 mostra il tempo di stampa, il volume di matrice, il volume di fibra e il costo della piastra:

Tempo di stampa	$2h26m$
Onyx	$6.31cm^3$
Kevlar	$2.35cm^3$
Costo	$6.20USD$

Tabella 6.2: "Part Stats" piastra  $d_{offset} = 1.9$

### 6.2.2 | Piastra senza offset, $d_{pattern} = 2mm$

La piastra è raffigurata in figura 6.7 a sinistra per quanto concerne il modello 3D, mentre, a destra viene riportato il prodotto stampato, che ricalca fedelmente l'output visualizzato da *Eiger.io*.

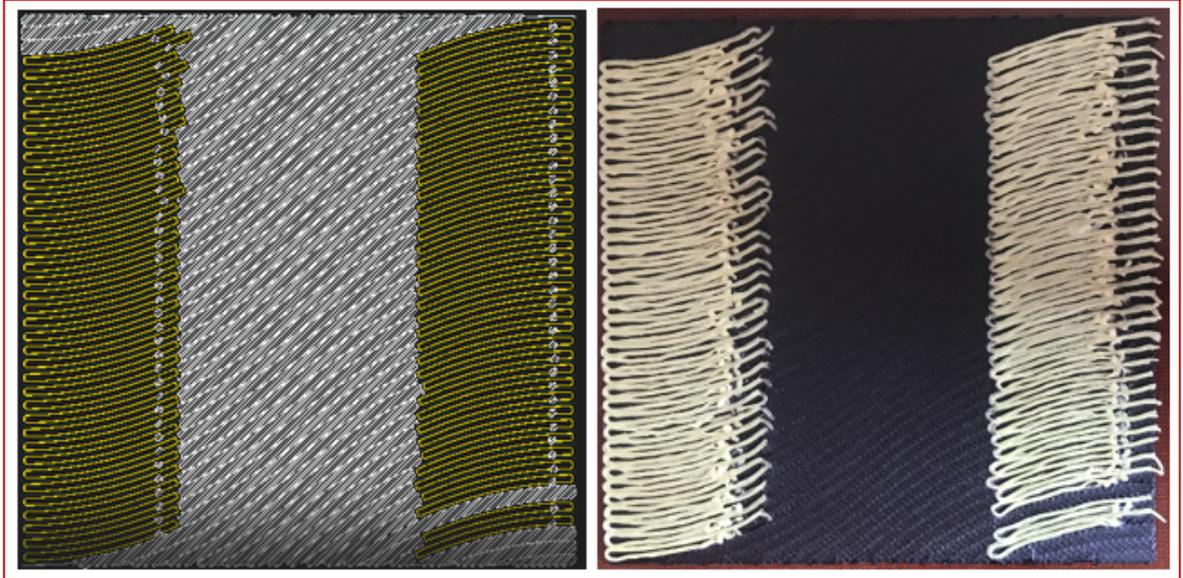


Figura 6.7: Rappresentazione modello piastra con  $d_{pattern} = 2mm$  su *Eiger.io* a sinistra; prodotto stampato a destra.

Dalla figura 6.7 è possibile evidenziare come:

- la presenza di una vasta zona centrale in cui non è possibile deporre fibra e caratterizzata da materiale di riporto (fig. 6.8);

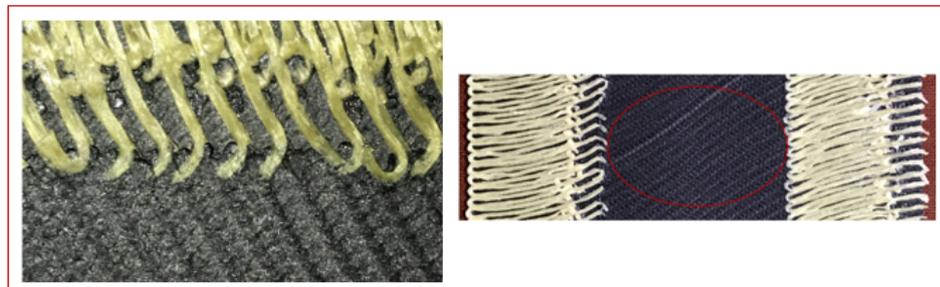


Figura 6.8: Vasta zona con matrice, piastra 2mm.

- L'entità di pattern massimo non permetta di disporre ulteriori tagli fittizzi, non permettendo la deposizione delle fibre nella regione degli spigoli (fig. 6.9);



Figura 6.9: Difetto pattern massimo, piastra 2mm.

- la stampa presenti una netta zona di imperfezione dovuta al taglio della fibra (Fig. 6.10)

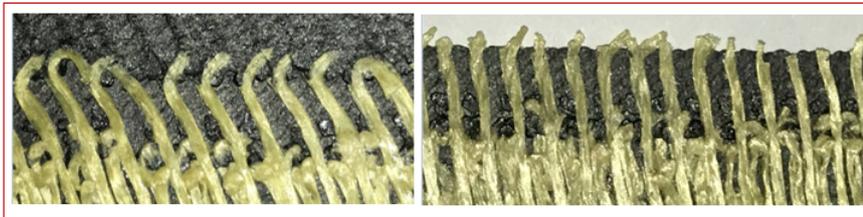


Figura 6.10: Imperfezione dovuta al taglio, piastra 2mm.

- le fibre risultino leggermente ondulate (fig. 6.11).



Figura 6.11: Ondulazione fibre, piastra 2mm.

La tabella 6.3 mostra il tempo di stampa, il volume di matrice, il volume di fibra e il costo della piastra:

Tempo di stampa	$2h48m$
Onyx	$7.70cm^3$
Kevlar	$1.28cm^3$
Costo	$4.39USD$

Tabella 6.3: "Part Stats" piastra  $d_{pattern} = 2mm$ 

### 6.2.3 | Piastra senza offset, $d_{pattern} = 2.5mm$

La piastra è raffigurata in figura 6.12 a sinistra per quanto concerne il modello 3D, mentre, a destra viene riportato il prodotto stampato, che ricalca fedelmente l'output visualizzato da *Eiger.io*.

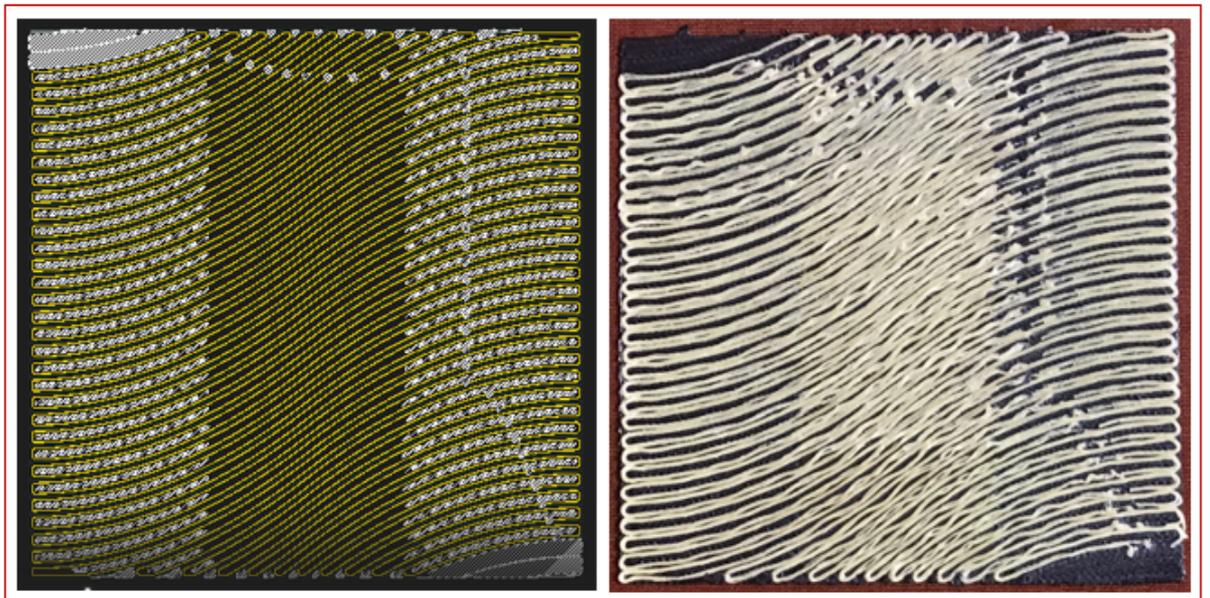


Figura 6.12: Rappresentazione modello piastra con  $d_{pattern} = 2.5mm$  su *Eiger.io* a sinistra; prodotto stampato a destra.

Dalla figura 6.12 è possibile evidenziare come:

- ci sia un chiaro cambiamento della densità della fibra, nettamente più marcato al centro rispetto ai lati.
- L'entità di pattern massimo non permetta di disporre ulteriori tagli fittizi, non permettendo la deposizione delle fibre nella regione degli spigoli (fig. 6.13).

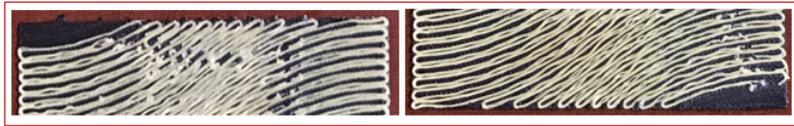


Figura 6.13: Difetto pattern massimo, piastra 2.5mm.

- La stampa presenti una netta zona di imperfezione dovuta al taglio della fibra, in cui vi è materiale di riporto (Fig. 6.14).

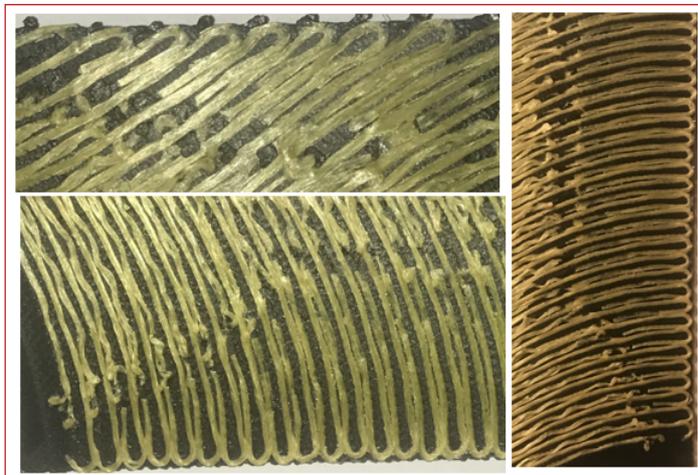


Figura 6.14: Imperfezione dovuta al taglio, piastra 2.5mm.

- Le fibre risultino leggermente ondulate (fig. 6.15).



Figura 6.15: Ondulazione fibre, piastra 2.5mm.

- Vi siano zone in cui è presente matrice tra un sentiero curvilineo e il successivo, evidente nelle zone vicine ai lati, mentre ciò non compare al centro (fig.6.16).

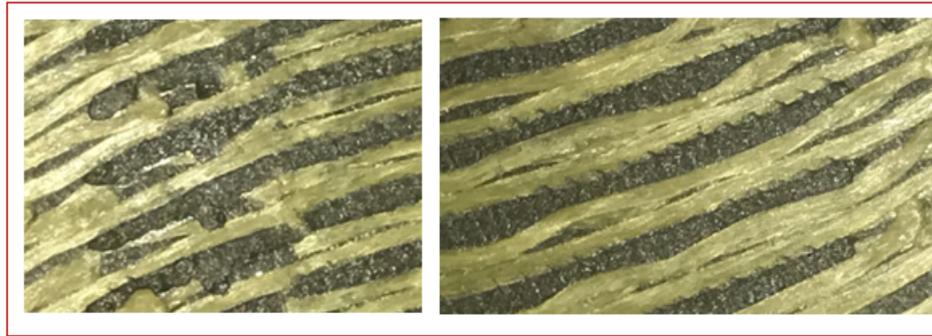


Figura 6.16: Presenza di matrice tra sentieri curvilinei, piastra 2.5mm.

- La piastra risulti leggermente deformata dopo il raffreddamento.

La tabella 6.4 mostra il tempo di stampa, il volume di matrice, il volume di fibra e il costo della piastra:

Tempo di stampa	2h27m
Onyx	6.77cm <sup>3</sup>
Kevlar	1.99cm <sup>3</sup>
Costo	5.58USD

Tabella 6.4: "Part Stats" piastra  $d_{pattern} = 2.5mm$

#### 6.2.4 | Variazione della densità della fibra

Dalle figure precedenti risulta evidente come la densità della fibra rimanga costante quando si usa il comando di *offset* rispetto al comando *pattern*, in quanto con il primo la distanza dei percorsi curvilinei è costante, con il secondo comando, invece, la distanza tra percorsi curvilinei varia con il coseno dell'angolo di orientamento delle fibre  $\theta$ . La tabella 6.5 mostra la quantità di fibra nelle tre piastre. Si noti come, utilizzando l'*offset* si possa mettere più fibra. Nella piastra di 2.5mm si ha il 15% in meno di fibra, mentre, nella piastra di 2mm si ha una riduzione del 45% della fibra, il cui impatto sulle prestazioni non è trascurabile.

Risulta utile visualizzare l'andamento dell'angolo di orientamento delle fibre in funzione di  $x$  e l'andamento della frazione in volume della fibra. Per fare ciò si è creato uno

Distanza offset/pattern	Volume di fibra	Variazione percentuale
1.9 mm	$2.35 \text{ cm}^3$	
2 mm	$1.28 \text{ cm}^3$	-45%
2.5 mm	$1.99 \text{ cm}^3$	-15%

Tabella 6.5: Variazione di densità delle fibre nei tre casi.

script *MatLab*. Con riferimento allo schema in figura 6.17 si ha che.

$$d'(x) = d \cdot \cos\theta \tag{6.1}$$

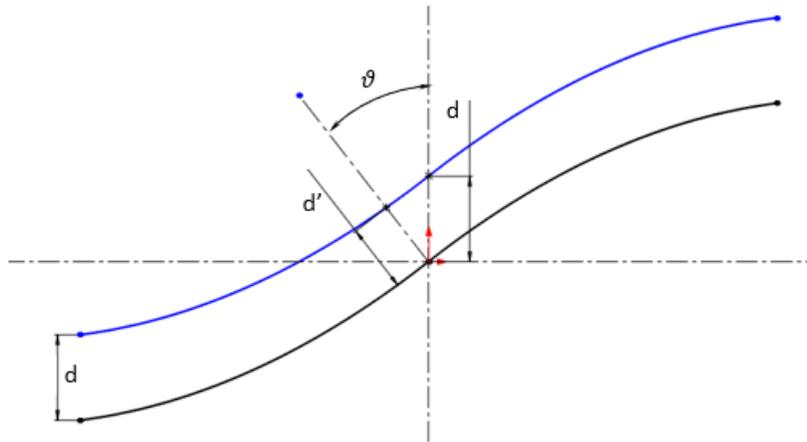


Figura 6.17: Geometria di riferimento curva madre e curva con *pattern*

Distinguiamo e analizziamo il caso con *offset* e il caso con *pattern*:

■ Caso con *pattern*

In questo caso fissiamo il valore di  $d$ . Vale l'equazione 6.1 e l'equazione 2.9, dove  $T_0 = 45^\circ$  e  $T_1 = 0^\circ$ , quindi avremo che  $d' = 1.9|_{x=0}$  e  $d' = 1.9|_{x=a/2}$  da cui deriviamo che:

$$d = \frac{d'}{\cos\theta} = \frac{1.9}{\cos\theta} \tag{6.2}$$

L'equazione 6.2 mostra come la traslazione parta da 1.9 e poi aumenti arrivando a  $\frac{a}{2}$ .

Poichè:

$$V = V_{fibra} + V_{matrice} \tag{6.3}$$

e

$$d' = d'_{fibra} + d'_{matrice} \quad (6.4)$$

dividendo a destra e a sinistra per  $d'$  nell'equazione 6.4, si ottiene:

$$1 = V_{fibra} + V_{matrice} \quad (6.5)$$

Dall'equazione 6.5 si ricava che:

$$V_f = \frac{d_{fibra}}{d'} = \frac{1.9}{d \cdot \cos\theta} \quad (6.6)$$

Dall'equazione 6.6 risulta chiaro che:

- Se  $d' = 1.9 \rightarrow V_f = \frac{1.9}{1.9} = 1$
- Se  $d' > 1.9 \rightarrow V_f = \frac{1.9}{d \cdot \cos\theta} < 1$
- Se  $d' < 1.9 \rightarrow V_f = 0$

Si ottiene, dunque, che la frazione in volume di fibra è funzione di  $x$  e varia con il coseno dell'angolo di orientamento delle fibre.

■ Caso con *offset*

Si fissa  $d'$  che nel nostro caso indica il limite del passaggio della fibra ed è pari a 1.9, quindi:

$$d' = 1.9 = \text{cost} \quad (6.7)$$

Utilizzando l'equazione 6.6 si ha  $V_f = 1$ , quindi, la frazione in volume della fibra rimane costante. si può calcolare il valore di  $d$  come:

$$d = \frac{d'}{\cos\theta(x)} = \frac{1.9}{\cos\theta(x)} \quad (6.8)$$

Grazie al codice implementato in *MatLab* si è in grado di visualizzare l'andamento di  $\theta$  e di  $V_f$  in funzione della distanza  $x$ . La figura 6.18 mostra l'andamento della curva madre usata per generare i tagli fittizi in funzione di  $x$ . Si noti come i vincoli siano soddisfatti, infatti, in  $x = \frac{a}{2}$ ,  $T_1 = \frac{\pi}{4}$ , mentre alle estremità, dove  $x = 0$  e  $x = a$ ,  $T_0 = 0$ .

La figura 6.19 mostra l'andamento di  $\theta(x)$  in funzione della distanza  $x$ . Ovviamente esso parte da 0, arriva a  $\pi/4 = 0.78\text{rad}$  e poi ritorna a essere nullo.

Si analizza ora l'andamento della frazione di volume di fibra con diverse distanze di *pattern*.

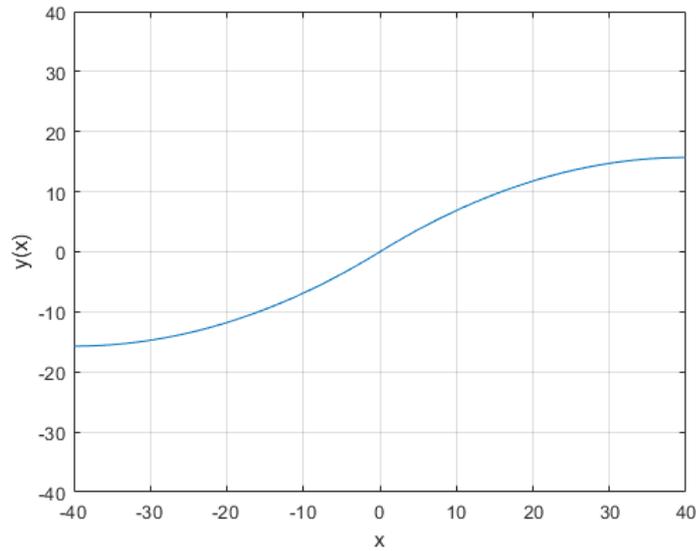


Figura 6.18: *Reference path* in funzione di  $x$ .

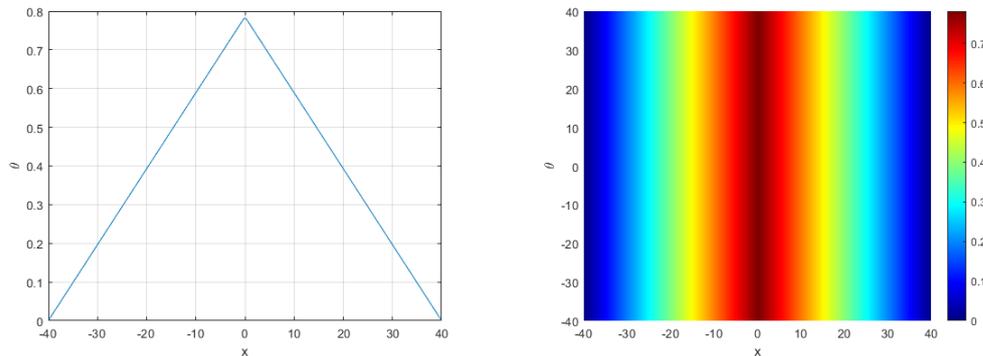


Figura 6.19:  $\theta(x)$ : angolo di orientamento della fibra in funzione di  $x$ . L'angolo  $\theta$  è espresso radianti.

■ Distanza di  $pattern < 1.9mm$

Come si nota dalla figura 6.20 con una distanza di  $pattern < 1.9mm$ ,  $V_f = 0$  ovunque.

■ Distanza di  $pattern = 1.9mm$

Dall'immagine 6.21 si evince, come detto precedentemente, che se la distanza di  $pattern$  è pari al limite di passaggio della fibra, in questo caso  $1.9mm$ ,  $V_f = 1$ .

■ Distanza di  $pattern = 2mm$

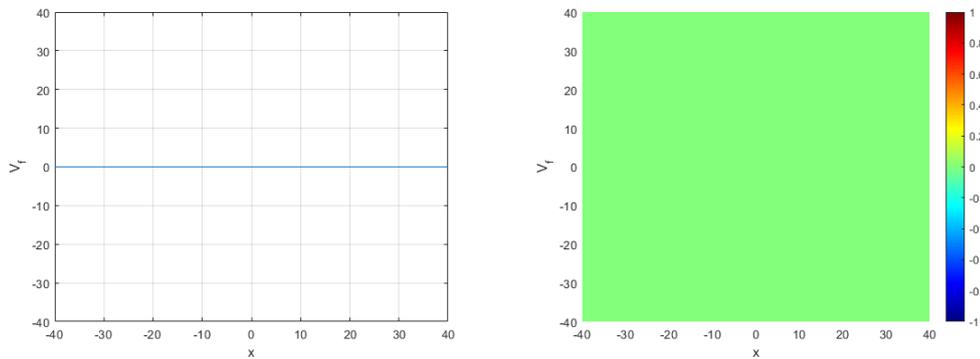


Figura 6.20: Frazione in volume di fibra -  $d_{pattern} < 1.9mm$ .

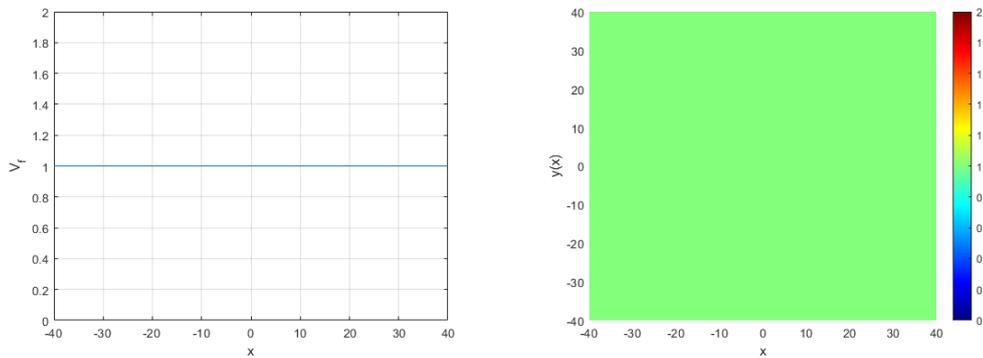


Figura 6.21: Frazione in volume di fibra -  $d_{pattern} = 1.9mm$ .

Come si vede nella figura 6.22, la frazione in volume di fibra parte da un valore  $V_f < 1$ , raggiunge  $V_f = 1$  e poi arriva a  $V_f = 0$  rispecchiando fedelmente ciò che accade nella piastra stampata.

■ Distanza di  $pattern = 2.4mm$

Come si vede nella figura 6.23, la frazione in volume di fibra parte da un valore  $V_f < 1$ , raggiunge  $V_f = 1$  e poi arriva a  $V_f = 0$ . Si noti come aumentando la distanza di  $pattern$  la zona con  $V_f = 0$  diminuisca.

■ Distanza di  $pattern = 2.5mm$

Come si vede nella figura 6.22, la frazione in volume di fibra parte da un valore  $V_f < 1$ , raggiunge  $V_f = 1$  e poi arriva a  $V_f < 1$ , senza zone con  $V_f = 0$  rispecchiando fedelmente ciò che accade nella piastra stampata.

■ Distanza di  $offset$

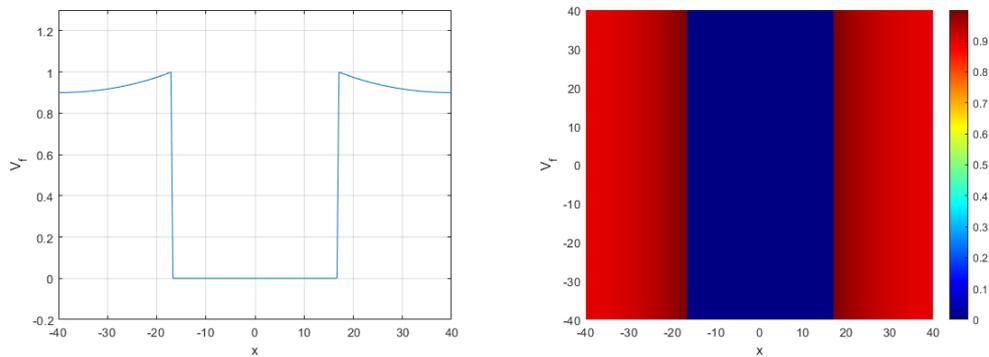


Figura 6.22: Frazione in volume di fibra -  $d_{pattern}=2mm$ .

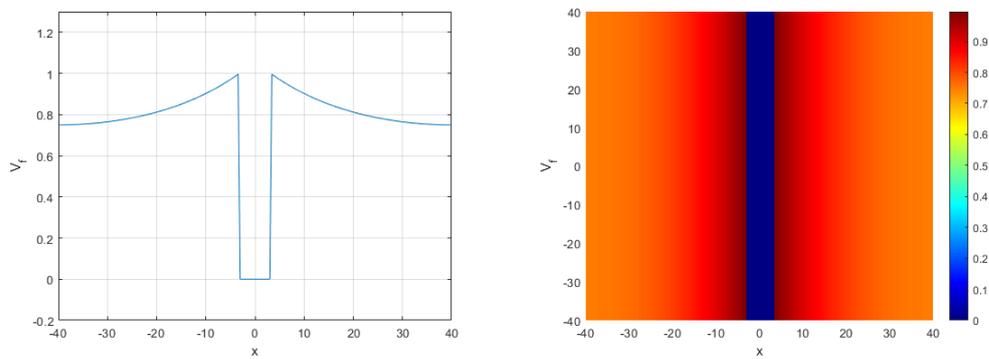


Figura 6.23: Frazione in volume di fibra -  $d_{pattern}=2.4mm$ .

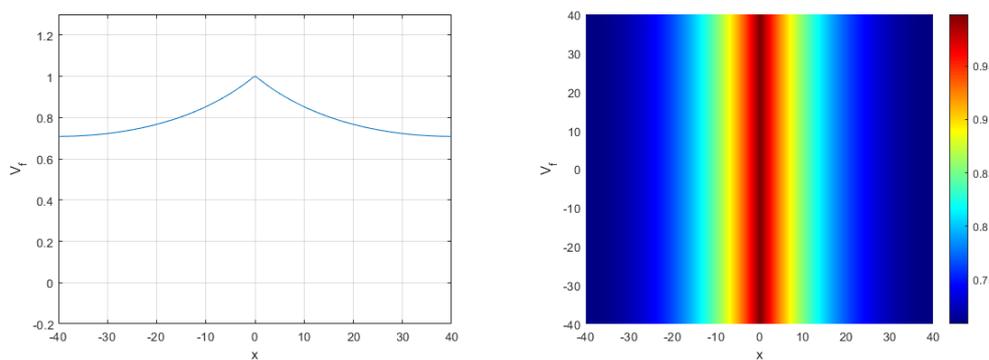


Figura 6.24: Frazione in volume di fibra -  $d_{pattern}=2.5mm$ .

Dalla figura 6.25 si vede chiaramente come con il comando *offset*  $V_f = 1$  ovunque qualsiasi sia la distanza di *offset* fissata.

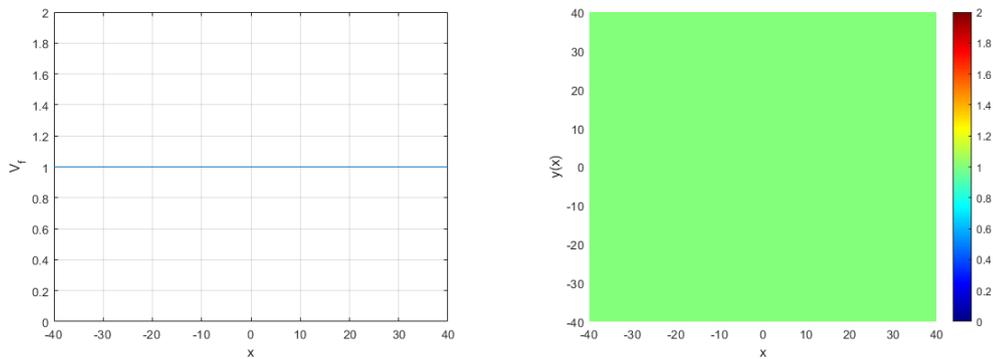


Figura 6.25: Frazione in volume di fibra con comando *offset*.

Si noti, infine, che con il comando *pattern*  $V_f$  non è pari a 1 ovunque ma si preserva il valore di  $\theta$  ovunque, mentre, con il comando *offset* otteniamo  $V_f = 1$  ma non preserviamo l'angolo  $\theta$  come si evince chiaramente dall'immagine 6.26 e 6.27.

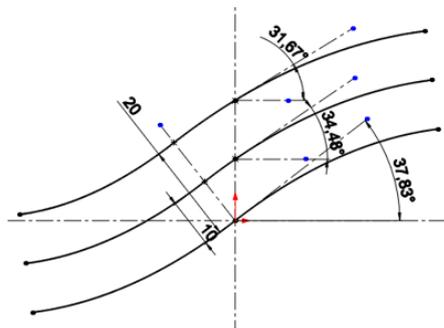


Figura 6.26: Visualizzazione dell'angolo  $\theta$  con il comando *offset*.

L'angolo  $\theta$ , infatti, utilizzando il comando *offset*, si preserva lungo la normale alla curva, come chiaramente visibile dalla figura 6.28, in quanto  $\theta$  ora è anche funzione di  $y$ .

Non vi è, quindi, una metodologia che funzioni e una che non funzioni, entrambe le configurazioni funzionano, ma portano a conseguenze diverse.

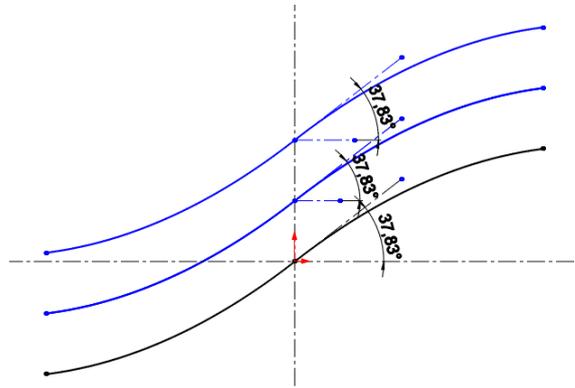


Figura 6.27: Visualizzazione dell'angolo  $\theta$  con il comando *pattern*.

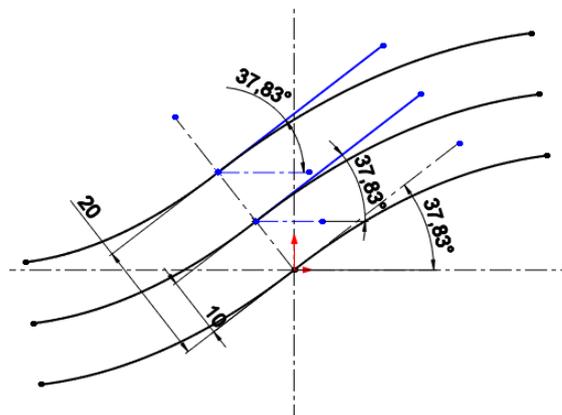


Figura 6.28: Visualizzazione dell'angolo  $\theta$  con il comando *offset* lungo la normale alla curva.

## PROVE SPERIMENTALI DI TRAZIONE

Per effettuare le prove di trazione si creano inizialmente i provini usando *Solidworks*, si salva il modello in formato *.stl* e lo si importa sul software *Eiger.io* dal quale si procede alla stampa dei provini. Una volta stampati, essi vengono trattati, vengono, uno alla volta, inseriti nella macchina di prova e si utilizza un sistema di acquisizione: la *Digital Imaging Correlation (DIC)* per acquisire le immagini. La macchina di prova e il sistema di acquisizione sono riportati in figura 7.1.

Lo scopo di queste prove è duplice:

- Valutare le deformazioni residue dovute alla stampa.
- Valutare le curve di carico, gli spostamenti, le deformazioni, il modulo di elasticità e il coefficiente di Poisson.

I paragrafi seguenti riporteranno la geometria dei provini utilizzati, le procedure di settaggio della macchina di prova e del sistema di acquisizione, i risultati ottenuti confrontandoli con un provino convenzionale e i problemi riscontrati durante la prova di trazione.

Per fare ciò applicheremo degli spostamenti con una serie di valori di carico, quando la macchina di trazione si fermerà, acquisiremo le immagini per poter visualizzare gli output di nostro interesse. L'acquisizione sarà pertanto puntuale.

In queste prove ci concentreremo sugli spostamenti piuttosto che gli stress, in quanto, quest'ultimi dipendono dalle proprietà del materiale, e, nel nostro caso, esso è altamente non lineare (specie per la matrice).



Figura 7.1: Macchina di prova e sistema di acquisizione.

## 7.1 | Creazione dei provini

Il provino che verrà utilizzato per effettuare le prove di trazione non è un provino convenzionale, bensì è un semplice rettangolo le cui dimensioni sono raffigurate nella figura 7.2.

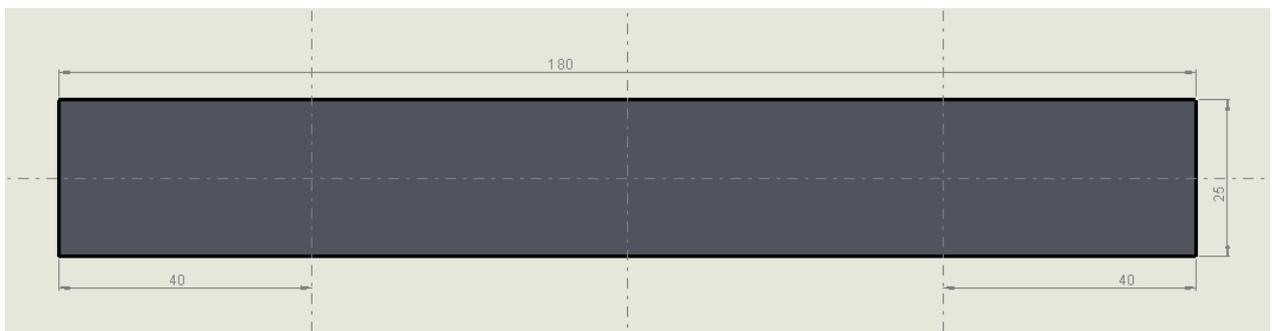


Figura 7.2: Geometria del provino per la prova di trazione, quote in mm.

Lo spessore varia a seconda della *stacking sequence* utilizzata. Si sono creati tre tipologie di provini in cui le fibre hanno un andamento a:

- $\pm 45^\circ$ .
- Sinusoidale.
- Semicirconfrenziale.

Si segue lo stesso percorso effettuato per la creazione delle piastrine discusse nel capitolo precedente, quindi:

- Creazione del modello su *Solidworks*.
- Creazione dell'assieme.
- Salvataggio in formato .stl.
- Importazione su *Eiger.io*.
- Stampaggio.

Per ottenere un bon prodotto di stampa, minimizzando i difetti, si è sempre utilizzato il comando di *offset*, variano la *steking sequence*. Si sono effettuati vari tentativi in modo che l'output fosse privo di vuoti. La figura 7.3 mostra le varie laminazioni indicate con  $A$  o  $-A$ . Accanto a ogni sequenza viene riportato lo spessore, in millimetri, dei layers e lo spessore totale.

Le laminazioni, riportate nelle figure 7.4, 7.5, 7.6, 7.7, 7.8 e 7.9, possono valere:

- $0^\circ / 45^\circ / 0^\circ$ .
- $0^\circ / -45^\circ / 0^\circ$ .
- Sinusoidale A.
- Sinusoidale B.
- Circonfrenziale A.
- Circonfrenziale B.

Utilizzando le *steking sequence* riportate in figura 7.3, otteniamo un output di stampa ricco di vuoti e zone in cui il software non riesce a depositare fibra. Le figure 7.10 e 7.11 sono indicative di quanto appena esposto.

Il *part setting* utilizzato in *Eiger.io* è riassunto in tabella 7.1.

Per far fronte alle problematiche sopra riportate si cambia leggermente la geometria del provino circonfrenziale in modo da non avere un eccesso di matrice, si cambia la

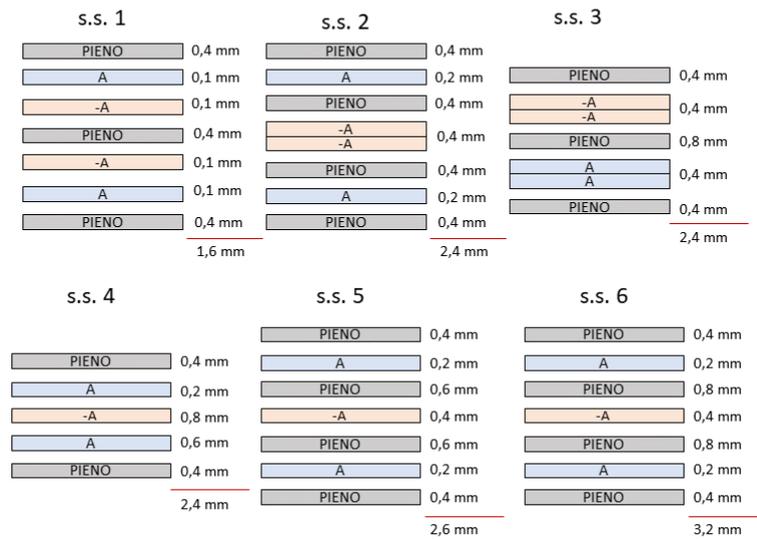


Figura 7.3: *Stacking sequence* utilizzate e relativi spessori dei layers.



Figura 7.4: Piastra con fibre a +45°.



Figura 7.5: Piastra con fibre a -45°.



Figura 7.6: Piastra con fibre sinusoidali A.

*stacking sequence* e si varia il *fill pattern* nella schermata di impostazione di *Eiger.io*. La tabella 7.2 mostra il nuovo *part setting* per tutti e tre i provini, mentre, la figura 7.12 mostra la nuova *stacking sequence* utilizzata.



Figura 7.7: Piastra con fibre sinusoidali B.

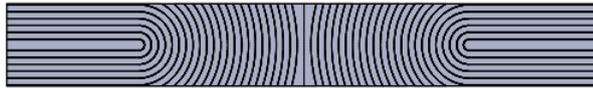


Figura 7.8: Piastra con fibre circolari A.



Figura 7.9: Piastra con fibre circolari B.

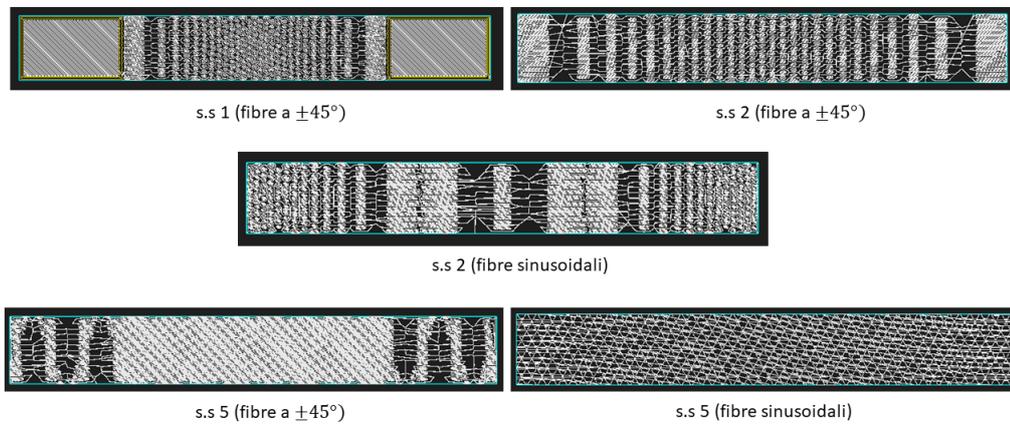


Figura 7.10: Visualizzazione dei layers con *Eiger.io* - vuoti.

La configurazione finale e ottimizzata dei layers dei tre provini è mostrata in figura 7.13, mentre, in tabella 7.3 vengono elencati alcuni dettagli dei tre provini da stampare.

Le figure 7.14 mostrano i provini stampati. Per effettuare le prove verranno dapprima utilizzati i provini con fibre a  $\pm 45^\circ$ , il provino con fibre sinusoidali e un provino che nel proseguo verrà etichettato come "provino sinusoidale deformato". Esso è lo stesso provino sinusoidale, che ha subito alcuni problemi durante la fase di stampa.

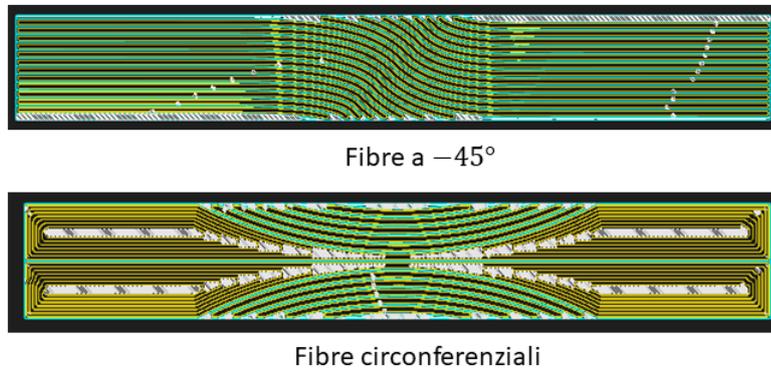


Figura 7.11: Visualizzazione dei layers con *Eiger.io* - zone senza fibre.

Material	Onyx
Reinforcement material	Kevlar
Fill pattern	Solid fill (max density)
Wall layers	0
Total fiber layers	8
Fiber fill type	Concentric fiber
Concentric fiber rings	2

Tabella 7.1: *Part setting* in *Eiger.io*.

Material	Onyx
Reinforcement material	Kevlar
Fill pattern	Triangular fill (37 % density)
Wall layers	0
Roof and floor layers	1
Total fiber layers	8
Fiber fill type	Concentric fiber
Concentric fiber rings	2

Tabella 7.2: *Part setting* in *Eiger.io*.

## 7.2 | Settaggi

Una volta realizzati i provini, si passa al settaggio della macchina di trazione e della DIC.

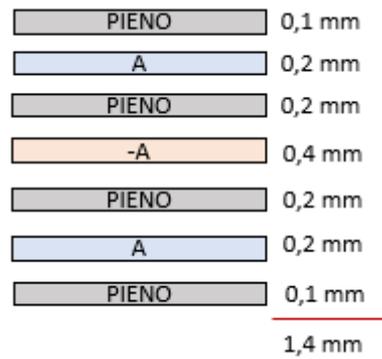


Figura 7.12: Stacking sequence ottimale.

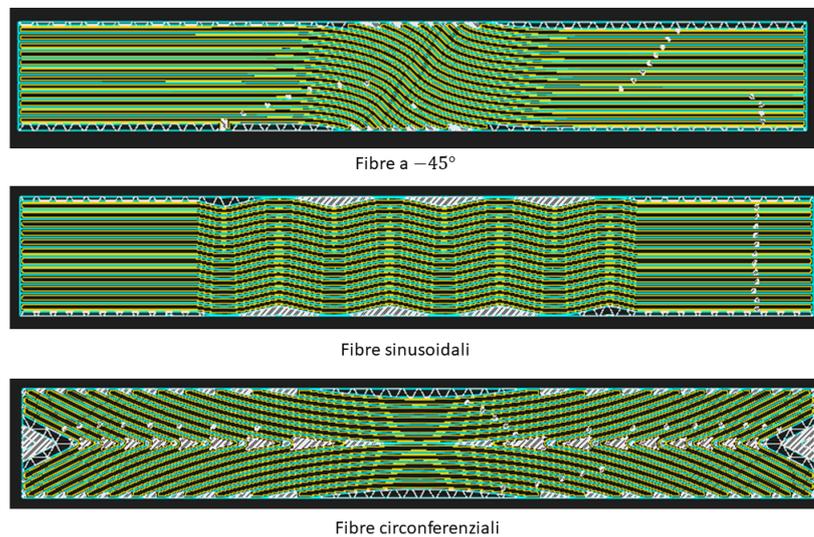


Figura 7.13: Visualizzazione dei layer ottimizzati.

	<b>Fibre a <math>\pm 45^\circ</math></b>	<b>Fibre circolferenziali</b>	<b>Fibre sinusoidali</b>
Print time	2h9m	2h1m	1h56m
Final part mass	8.08g	8.38g	8.44g
Plastic volume	3.92cm <sup>3</sup>	3.87cm <sup>3</sup>	3.94cm <sup>3</sup>
Fiber volume	2.87cm <sup>3</sup>	3.16cm <sup>3</sup>	3.14cm <sup>3</sup>
Material cost	6.67USD	7.24USD	7.22USD

Tabella 7.3: Dettagli dei provini.



Figura 7.14: Provini stampati.

### 7.2.1 | Settaggio della macchina di trazione

Si seguono i seguenti steps utilizzando il software *Bluehill* per gestire la macchina di trazione:

- Calibrazione della cella di carico e dell'estensimetro (quest'ultimo non utilizzato).
- Impostazione del sistema di unità di misura.
- Inserimento delle dimensioni del provino.

Width	25 mm
Thickness	2 mm
Length	100 mm

Tabella 7.4: Dimensioni dei provini.

- Selezionare le misure disponibili:

Nel nostro caso avremo a disposizione: tempo, spostamento, forza, deformazione calcolata sulla base dello spostamento, spostamenti di tensione, *tensile stress* e *tenacity*.

- Bilanciamento della forza e degli *strein*.

■ Creazione della storia di trazione

La storia di trazione che impostiamo è raffigurata in figura 7.15. Le foto verranno acquisite all'istante iniziale, in B e in D. Nel seguito indicheremo ciò con gli acronimi "step 0", "step 1" e "step 2".

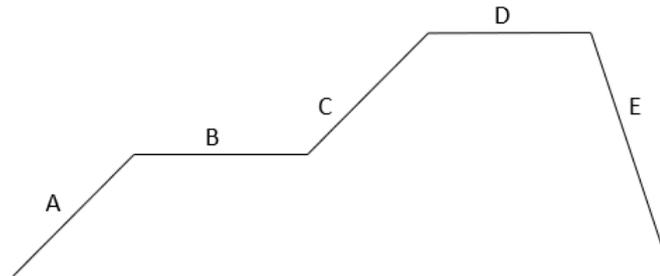


Figura 7.15: Storia di trazione.

I parametri da settare sono riportati nella tabella 7.5.

	A	B	C	D	E
Type of step	Absolute ramp	Hold	Relative ramp	Hold	Relative ramp
Control mode	Displacement	Displacement	Displacement	Displacement	Displacement
Rate	$1 \frac{mm}{min}$		$1 \frac{mm}{min}$		$-4 \frac{mm}{min}$
End of ramp type	Measurement				
End of ramp measurement	Displacement				
End of hold type		Duration		Duration	
End of ramp value	$1mm$				
Duration		10s		10s	
$\Delta$ measurement			Displacement		Displacement
$\Delta$			$1mm$		$2mm$

Tabella 7.5: Parametri per settare la storia di trazione.

■ Selezionare i parametri da visualizzare sulla console

Selezioneremo: *displacement [mm], force [N] e time [s]*.

■ Selezionare i risultati da ottenere.

■ Impostare le ascisse e le ordinate del profilo da visualizzare.

X- data: *displacement [mm]*

Y- data: *force [N]*

- Setting dell'esportazione

Il setting per l'esportazione è riportato nella tabella 7.6

Frequency	After each test
Export type	file
File extension	CSV
Encoding type	default

Tabella 7.6: Settaggio esportazione.

- Inserimento dello *specimen protection*

Fa in modo che non si superi una certa quantità di forza sul dispositivo quando si chiudono le ganasce autoserranti. Ciò evita che il provino si comprima con la chiusura delle stesse.

- Azzeramento dei parametri e bilanciamento della forza.

- Inizio test e ripresa delle immagini.

## 7.2.2 | Settaggio DIC

Per poter valutare le deformazioni residue bisogna seguire i seguenti steps:

- Trattamento del provino

Vi sono vari modi per trattare il provino in modo da poter effettuare le riprese con la DIC:

- trattamento con spry bianco e successivamente creazine dei "pallini" con un secondo spry: questa procedura garantisce un'aderenza al componente elevata.
- carta adesiva: valida nelle prime fasi di trazione, tuttavia, quando il provino giunge a rottura c'è il rischio che la carta si stacchi dal pezzo ottenendo un'attendibilità dei risultati minore rispetto al caso precedente.

- Posizionamento del provino sulla macchina di trazione.

- Posizionamento della DIC per poter effettuare la ripresa delle immagini.

- Illuminare il provino.

- Attivazione delle telecamere.
- Selezionare gli Hertz di acquisizione (e.g 30HZ).
- Effettuare la calibrazione

Questo step è necessario per capire l'angolo che intercorre tra le due telecamere, ricavando uno spazio tridimensionale entro il quale la DIC valuterà gli spostamenti. Per fare ciò mettiamo a fuoco aprendo al massimo il diaframma riducendo al minimo la profondità di campo. Questo ci permette di mettere esattamente a fuoco la zona di interesse per la prova. La calibrazione avviene sfruttando il target *AI-08-MBMB 9X9*. Impostando angolazioni differenti del target, il software crea un campo tridimensionale e ricava l'angolo tra le due telecamere (50° nel nostro caso). La figura 7.16 mostra il processo di calibrazione.

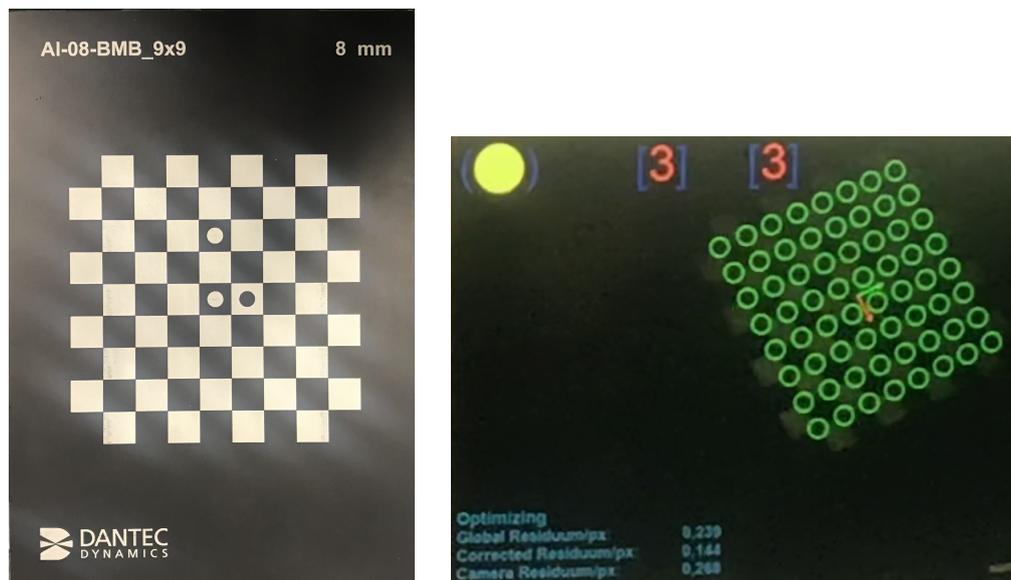


Figura 7.16: Processo di calibrazione con target *AI-08-MBMB 9x9*

- Chiusura del diaframma
- Acquisizione immagine tramite software.
- Effettuare la correlazione dei dati

Si definisce l'area in cui il software eseguirà la correlazione disegnando un rettangolo dentro al quale si disegneranno diversi punti. I punti sono fondamentali

in quanto è proprio da essi che il software inizierà la correlazione. Fra le due immagini il software troverà  $N$  corrispondenze.

#### ■ Visualizzazione delle immagini

Selezionando l'output di interesse saremo in grado di visualizzare l'immagine correlata. Il nostro scopo è visualizzare il *displacement to the best fit plane*. Come esposto in precedenza, il provino a causa dello shock termico non è piano, ma è effetto da *warping*. Con l'output selezionato siamo in grado di osservare come il provino non sia perfettamente piano. Questa funzione ci permette, quindi, di capire quanto il provino sia distante da un piano di riferimento ottimo. Nel nostro caso, rispetto a un piano ottimo ci sono distanze dell'ordine di  $0.2mm$ .

## 7.3 | Post-processing

Per effettuare il post-processing dei dati si seguono i seguenti steps utilizzando il software *Istra 4.4*:

#### ■ Iniziare una nuova valutazione

Premere sul comando *new evaluation* designato dalla figura dell'imbuto. apparirà a destra una zona in cui sarà possibile visualizzare e modificare le opzioni.

#### ■ Creazione della maschera e inserimento dei punti

Come già fatto per l'acquisizione delle immagini relative alle deformazioni residue, si crea un poligono dentro il quale il software prenderà i risultati. all'interno della geometria creata si inseriscono vari punti da cui il software inizierà a effettuare la correlazione.

#### ■ Evaluation settings

Si impostano i valori indicati in tabella 7.7.

Tipologia	Avanzata
Dimensione	25
Accuratezza	0.1
Valore massimo	40
Valore minimo permesso	2

Tabella 7.7: Evaluation setting.

■ Visualizzazione output

Premendo su *visualization settings* è possibile selezionare gli output di ineterse, quali, ad esempio, gli spostamenti, gli spostamenti senza moto rigido, gli *strein*, la distanza dal piano ottimale etc. Per farlo bisogna dapprima creare un sistema di coordinate (verrà visualizzato un pallino rosso che indica l'origine degli assi e un pallino verde che indica l'asse x). Successivamente si imposta un *smoothing spline* in modo da approssimare i risultati con una spline. Infine si crea una linea per poter visualizzare i risultati numerici e gli *spatial plots* sulla stessa.

■ Esportazione delle immagini e dei risultati

I passaggi sopra elencati si eseguono creando due linee, che nel seguito verranno apostrofate come "linea 1" e "linea 2" come mostrato in figura 7.17.

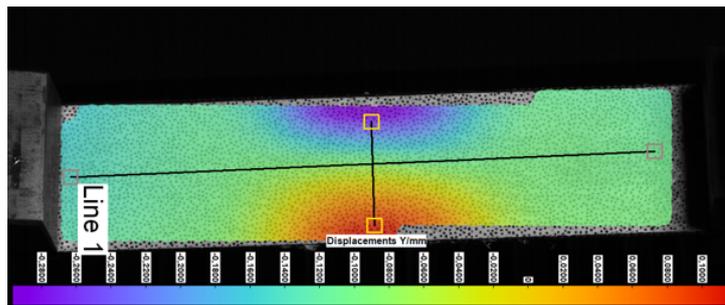


Figura 7.17: Creazione delle linee.

## 7.4 | Analisi dei risultati - provini senza tab

Si riportano ora i risultati ottenuti affiancando le immagini ricavate tramite *MatLab* a quelle ricavate tramite DIC.

### 7.4.1 | Distance to the best fit plane

Come noto, i layer stampati subiscono uno shock termico sia durante il processo di stampa, sia durante la fine della stampa conseguentemente al raffreddamento del prodotto. Si crea ciò che nel linguaggio tecnico va sotto il nome di *warping*. Durante la procedura di stampa la plastica, di qualunque tipo essa sia, subisce, per effetto delle variazioni termiche, dei cambiamenti di volume: scaldando il filamento nell'*hotend*, questo, oltre a passare da solido a fluido, subisce anche una variazione di volume che

influenza i risultati anche in modo abbastanza evidente. Per quanto concerne il primo layer: il filamento scaldato viene depositato su di una superficie molto più fredda, subendo, quindi, un'alterazione termica che ne varia le dimensioni diminuendole. Il secondo layer, invece, avrà una base di appoggio più calda rispetto al primo layer e subirà uno shock termico diverso, così come i layers successivi. Ci sono vari metodi per diminuire l'effetto dovuto al *warping*: preriscaldare il *bed*, utilizzare la funzione *brim* di *Eiger.io* esclusivamente per il primo layer (questa funzione allarga le dimensioni della superficie di appoggio al paitto del pezzo da stampare), mettere in funzione delle ventole a partire da un determinato layer con una certa intensità, aumentare la tenuta del layer cospargendo il *bed* di colla o lacca (per piatti non riscaldabili), utilizzare un *raft* che mantiene sollevato il pezzo facendo diminuire lo shock termico da contatto con il *bed* (chiaramente il reticolo creato andrà poi tolto e ciò lascerà dei segni sul pezzo). Anche la velocità di stampa influisce: più tempo ci vorrà a creare il primo layer, maggiore sarà l'adesione al piano. Lo shock termico avviene anche durante il raffreddamento, dove il materiale si restringe, e, di conseguenza, la contrazione porta allo stress che si estende lungo la superficie inferiore del modello, pertanto, gli angoli del pezzo stampato punteranno verso l'alto deformando l'oggetto. Siamo quindi interessati a visualizzare le deformazioni residue dovute alla stampa per poter osservare quanto distanti siamo dal piano ottimale, che, nel linguaggio tecnico, chiameremo *distance to the best fit plane*.

■ Fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1

Dalla figura 7.18 si vede come il gradiente sia concentrato nel centro, in cui le fibre si trovano a  $\pm 45^\circ$ . Il provino, quindi, subisce un ingobbamento.

■ Fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1

Anche in questo caso, come ben visibile dall'immagine 7.19, il gradiente è concentrato al centro, tuttavia, diversamente dal caso precedente, l'anamento ha un minimo. Chiaramente, poiché il provino ha subito problemi durante la stampa, il risultato non è molto attendibile.

■ Fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1

La figura 7.21 mostra una visione globale degli andamenti sopra riportati. La disposizione delle fibre a  $\pm 45^\circ$  crea accoppiamenti significativi. Il provino si è ingobbato, come si vede dalla curva in rosso che presenta un massimo nella zona centrale, dove, come detto prima, le fibre sono disposte a  $\pm 45^\circ$  (incrociate). Ciò da un'indicazione di come gli accoppiamenti giochino un ruolo fondamentale. L'ingobbamento è dovuto alla presenza di asimmetria nella laminazione, pertanto,

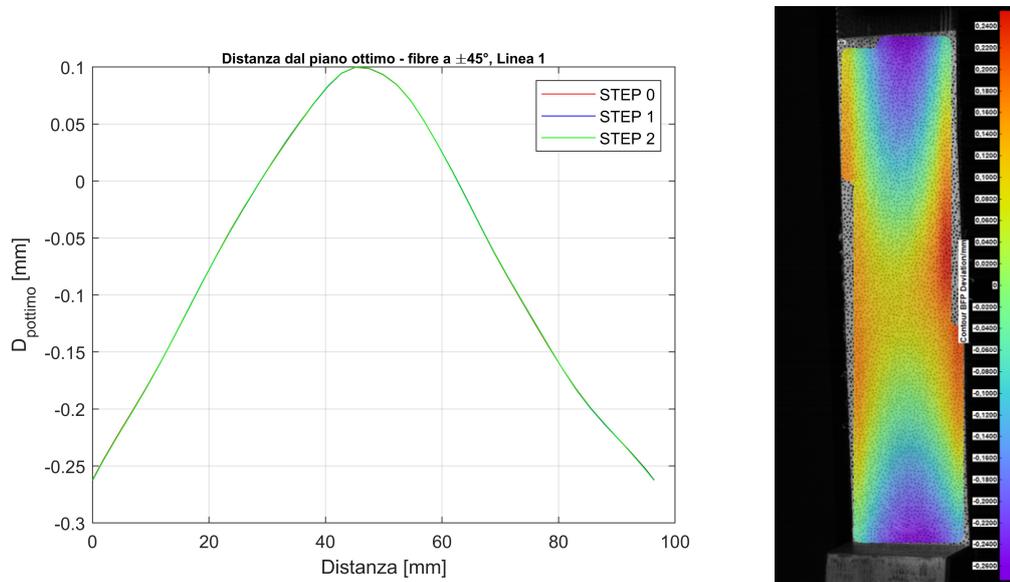


Figura 7.18: Distanza dal piano ottimale, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

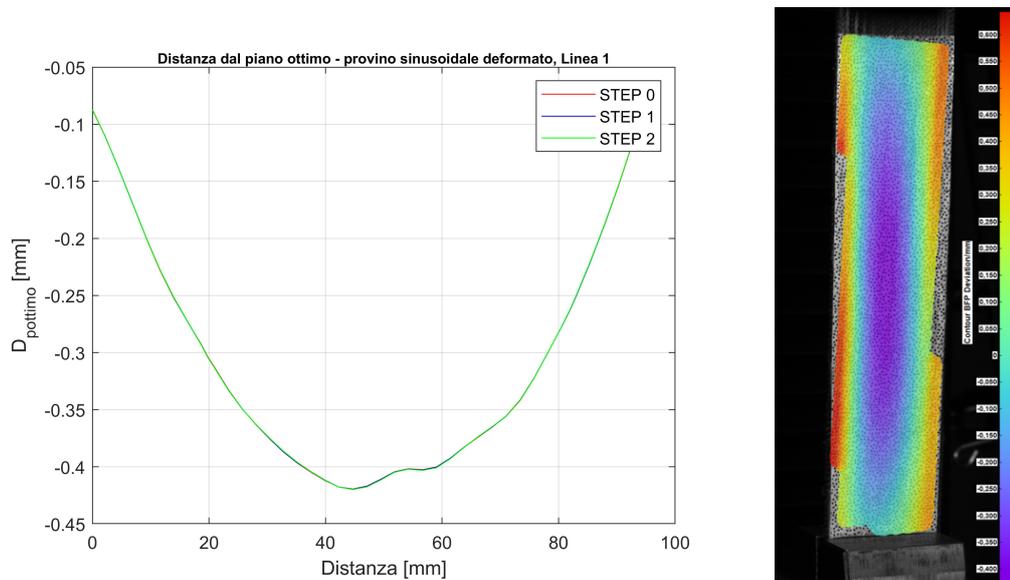


Figura 7.19: Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

questo ci fa capire come una seppur piccola asimmetria nella laminazione faccia sì che gli effetti termici portino a ingobbare il provino. La curva blu rappresenta il provino che si è deformato durante la manifattura, vediamo come la curva pre-

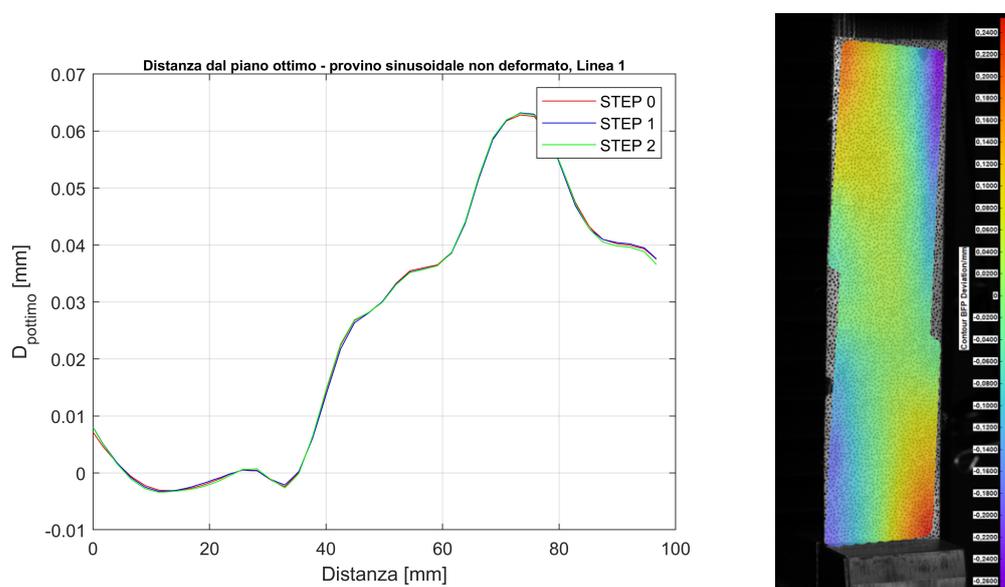


Figura 7.20: Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

senti un minimo centrale per poi risalire ai lati. Ciò è indicativo di come il provino si sia alzato ai lati, come difatti mostra la figura 7.19 che presenta una zona rossa in questa zona. Avendo avuto problemi nella stampa, abbiamo minor fiducia nel risultato ottenuto. Si noti come il provino non deformato con disposizione delle fibre sinusoidali si deformi meno. Una disposizione delle fibre unidirezionale da, dunque, deformazioni minori, mentre, con laminazioni più complesse, si hanno accoppiamenti molto forti che portano a deformazioni residue più importanti.

■ Fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 2

Dalla figura 7.22 si nota come il massimo sia concentrato ai lati, zona in cui ci si discosta di più da un piano ottimale.

■ Fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 2

La figura 7.23 mostra il discostamento dal piano ottimale lungo la linea 2. Anche in questo caso si nota la presenza di un minimo nella zona centrale, dove il gradiente risulta predominante.

■ Fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 2

La figura 7.25 mostra una visione globale degli andamenti sopra riportati.

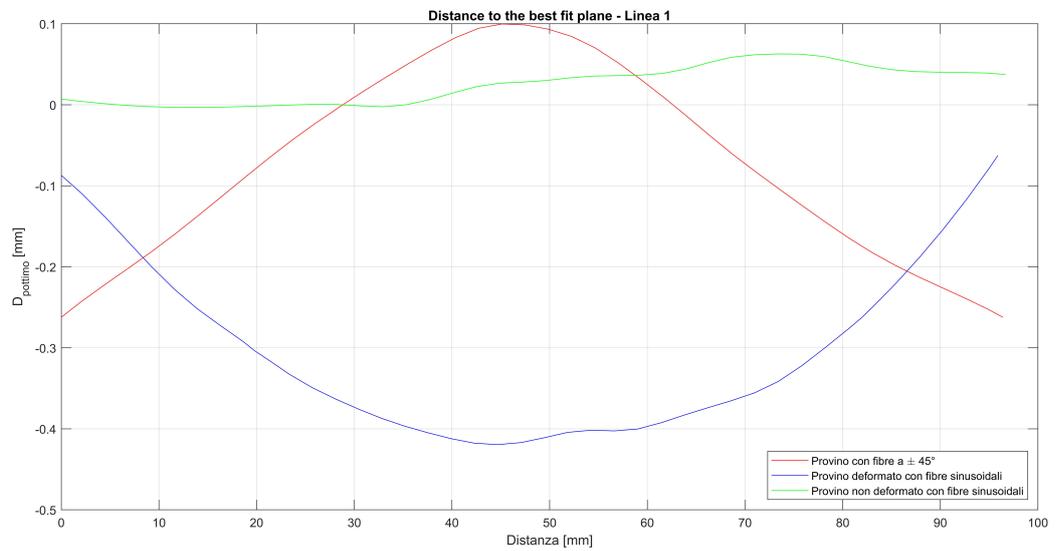


Figura 7.21: Distanza dal piano ottimale, visione globale - Linea 1. In rosso le fibre disposte a  $\pm 45^\circ$ , in verde il provino sinusoidale non deformato, in blu il provino sinusoidale deformato.

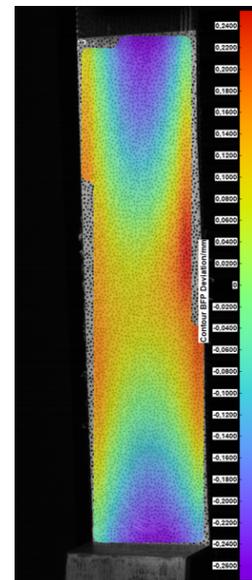
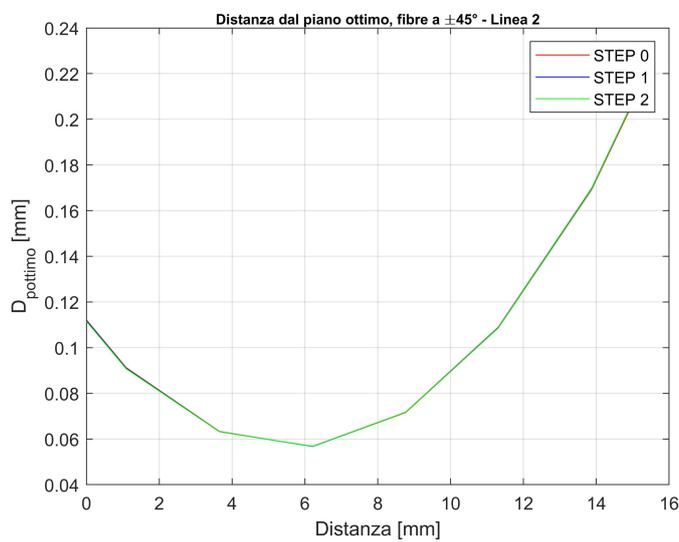


Figura 7.22: Distanza dal piano ottimale, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

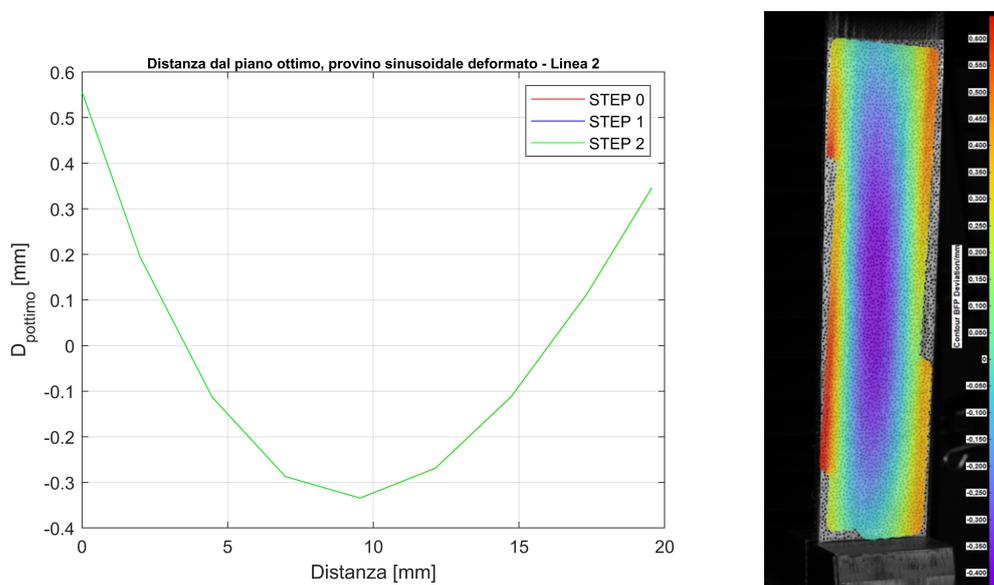


Figura 7.23: Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

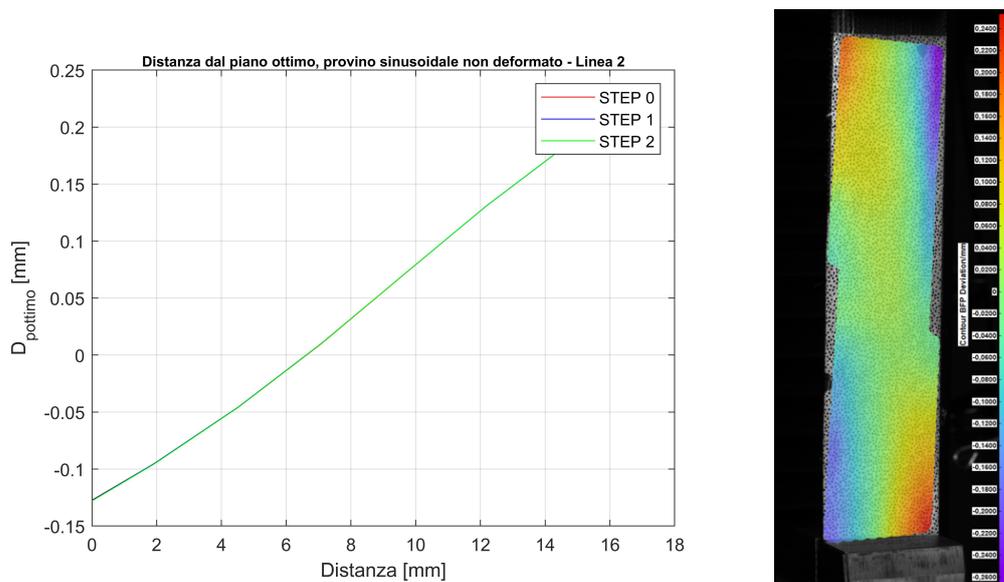


Figura 7.24: Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

### 7.4.2 | Curve di carico

Poichè a fine test il software relativo alla macchina di trazione ci ha fornito in output i valori della forza applicata, degli spostamenti e del tempo trascorso per effettuare la

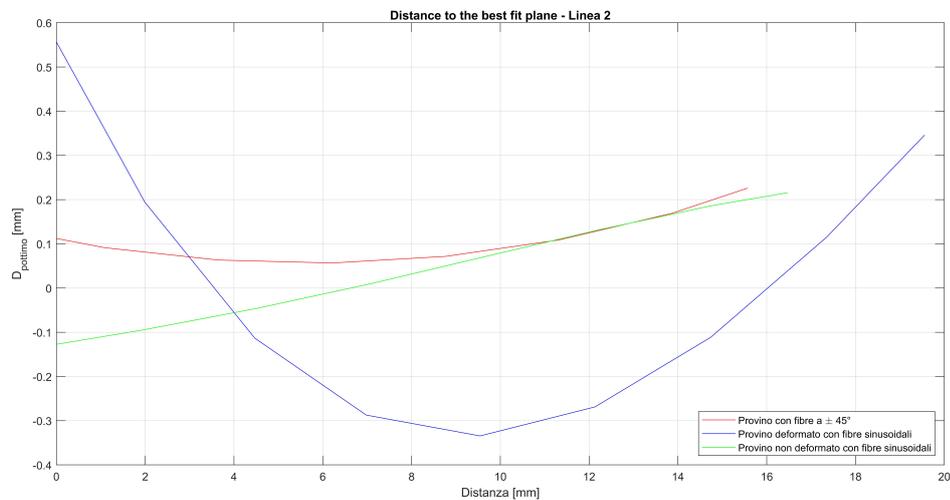


Figura 7.25: Distanza dal piano ottimale, visione globale - Linea 2. In rosso le fibre disposte a  $\pm 45^\circ$ , in verde il provino sinusoidale non deformato, in blu il provino sinusoidale deformato.

prova, è possibile ricavare gli andamenti della forza in funzione del tempo, degli spostamenti in funzione del tempo e gli andamenti della forza in funzione degli spostamenti (ciclo di isteresi).

■ Spostamenti in funzione del tempo.

La figura 7.26 mostra gli spostamenti, ovviamente coincidenti, per i tre provini testati. Lo spostamento ripercorre la storia di carico impostata: risulta lineare per 1 minuto, con una pendenza di  $1 \frac{mm}{min}$  in cui lo spostamento raggiunge l'1%. Durante i successivi 20sec lo spostamento rimane costante in modo da permettere l'acquisizione dell'immagine (**step 1**). Lo spostamento raggiunge il 2% con una pendenza di  $1 \frac{mm}{min}$ . Nei 25sec successivi ritorna a essere costante (**step2**) per poi tornare a essere nullo con una pendenza di  $-4 \frac{mm}{min}$ . Lo **step 0** coincide, ovviamente, con l'inizio della prova.

■ Forze in funzione del tempo.

La figura 7.27 mostra l'andamento delle forze applicate in funzione del tempo. Possiamo apprezzare come l'andamento risulti concorde con lo spostamento  $u$ : aumenta in modo non lineare nei primi 60sec, diminuisce rimanendo circa costante quando  $u = cost$  per poi tornare ad aumentare in modo quasi perfettamente lineare, raggiunge un massimo, torna circa costante e, decresce quando lo spostamento

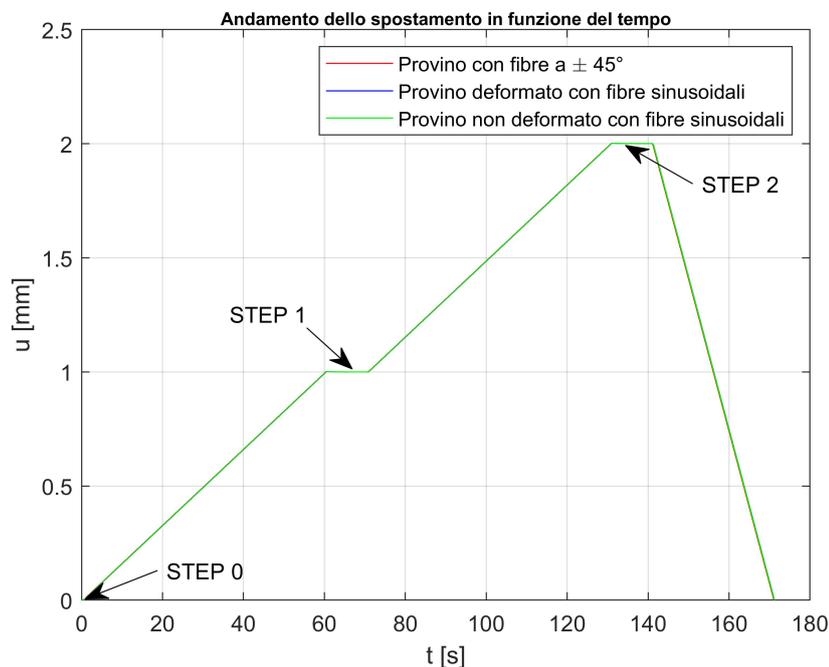


Figura 7.26: Spostamenti in funzione del tempo.

decrece. Si noti come la forza per il provino deformato con fibre sinusoidali sia maggiore rispetto agli altri due provini.

#### ■ Ciclo di isteresi.

Il ciclo di isteresi vede in ascisse gli spostamenti e sulle ordinate le forze, l'andamento è mostrato in figura 7.28. Si noti come l'andamento non risulti subito lineare. Dal grafico risulta visibile un leggero picco, ciò è dovuto all'effetto viscoelastico (si tenga infatti a mente che il materiale utilizzato è fortemente viscoelastico e molto non lineare, specialmente la matrice), in quanto, sebbene la macchina di trazione si fermi, il provino tenda ancora ad allungarsi. Ciò comporta una diminuzione delle forze necessarie per mantenere quell'allungamento. Si noti, infine, come il grafico tenda a non tornare perfettamente a zero per la presenza di deformazioni residue dovute al fatto che siamo entrati nel campo plastico.

### 7.4.3 | Provini trazionati

Si analizzano ora i risultati ricavati dalla prova di trazione, in particolare si analizzeranno gli andamenti degli spostamenti lungo l'asse x e y, gli andamenti delle deformatio-

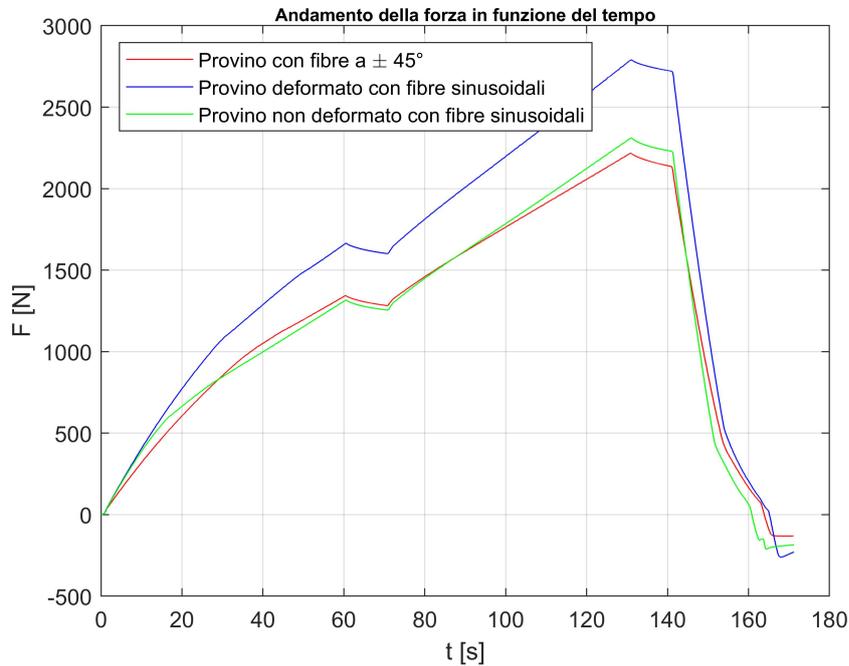


Figura 7.27: Forze in funzione del tempo.

ni, del modulo di elasticità  $e$ , infine, del coefficiente di Poisson.

### 7.4.3.1 | Disposizione delle fibre a $\pm 45^\circ$

#### ■ Spostamento lungo $x$ - Linea 1.

La figura 7.29 mostra l'andamento dello spostamento lungo  $x$  sulla linea 1. Come è evidente, lo spostamento segue molto bene l'andamento della disposizione delle fibre. Lo spostamento, quindi, risulta dapprima lineare, per poi avere, nella zona centrale, dove le fibre sono disposte a  $\pm 45^\circ$ , una grande variazione, in quanto la forza è più debole assialmente e, successivamente, torna alla stessa pendenza che aveva all'inizio. Da questo risultato si vede bene, quindi, la variazione della rigidezza.

#### ■ Deformazione lungo $x$ - Linea 1.

La figura 7.30 mostra l'andamento delle deformazioni  $\epsilon x$  lungo la linea 1. Si noti come l'allungamento sia legato allo spostamento, infatti, il gradiente risulta nettamente concentrato al centro dove la disposizione delle fibre risulta essere a  $\pm 45^\circ$ . Si ha quindi una deformazione massima nella zona centrale.

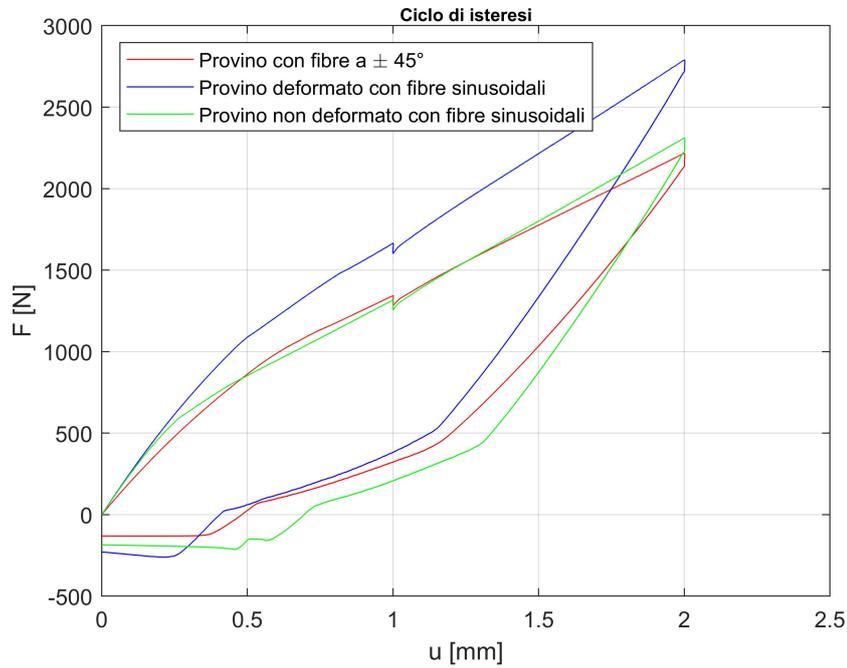


Figura 7.28: Forze in funzione del tempo.

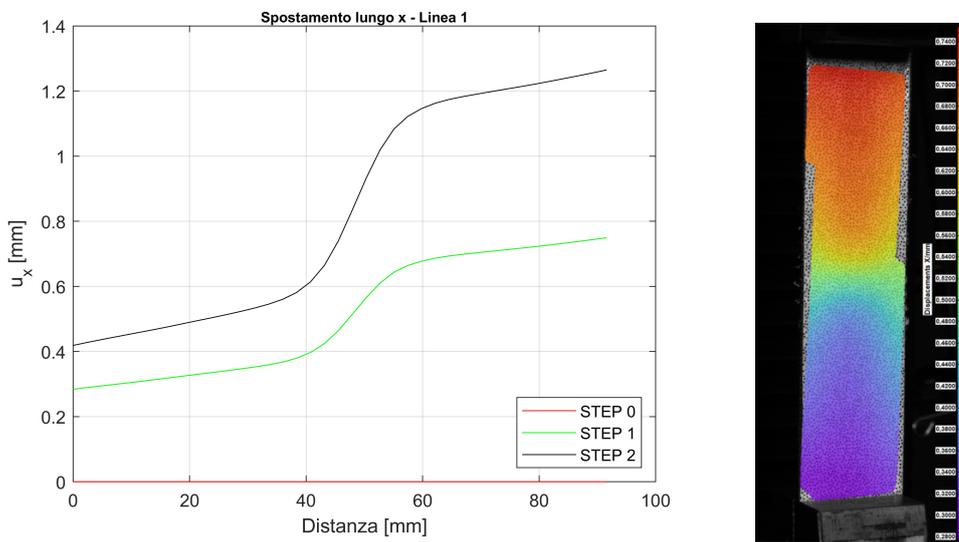


Figura 7.29: Spostamento lungo x, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

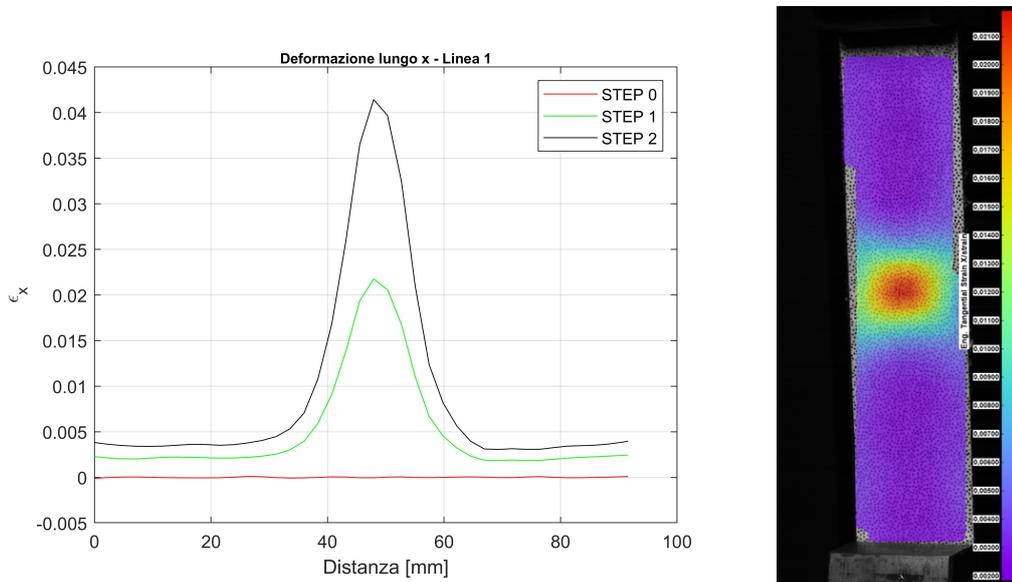


Figura 7.30: Deformazione lungo x, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Deformazione lungo y - Linea 1.

L'immagine 7.31 mostra l'andamento della deformazione lungo l'asse y riferita alla linea 1. Notiamo come sia massima ai lati e minima al centro, dove il gradiente risulta più cospicuo. Ciò indica una maggiore compressione nella zona centrale dove il provino, quindi, si restringe accentuando l'effetto di Poisson.

■ Deformazione di taglio - Linea 1.

La figura 7.32 mostra l'andamento della deformazione di taglio, il quale, copre tutto al centro. Con una trazione assiale abbiamo una deformazione assiale e un accoppiamento dovuto al taglio.

■ Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson.

La figura 7.33 mostra l'andamento del modulo elastico. Poichè sappiamo che:

$$\tilde{E} = \frac{\sigma}{\epsilon} \quad (7.1)$$

risulta chiaro come il modulo di elasticità sia inversamente proporzionale alla deformazione. Inoltre,  $E$  non è costante, ma varia, in quanto  $\sigma$  risulta costante ovunque, ma,  $\epsilon$  è variabile. Ciò spiega molto bene il concetto del *variable stiffness panel*.

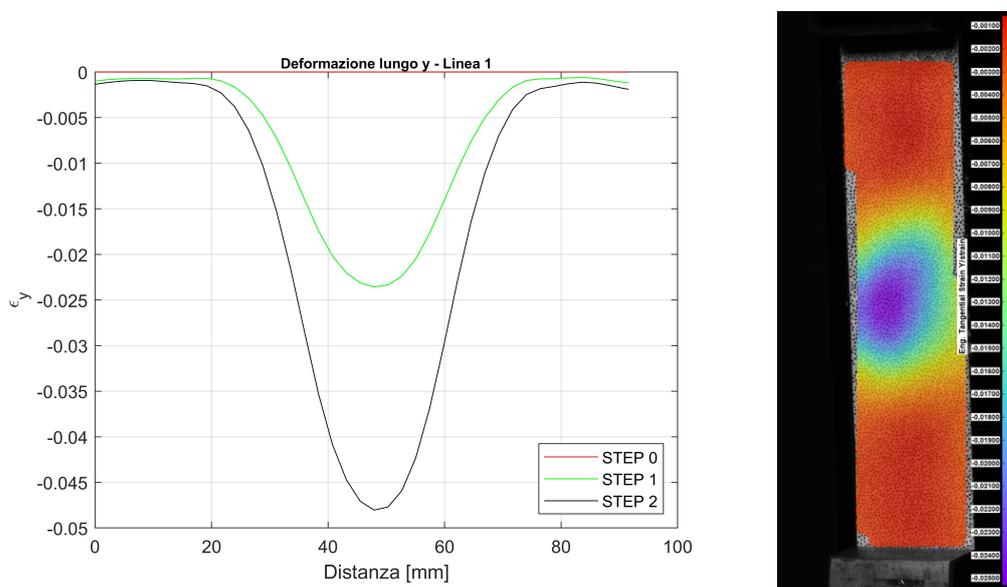


Figura 7.31: Deformazione lungo y, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

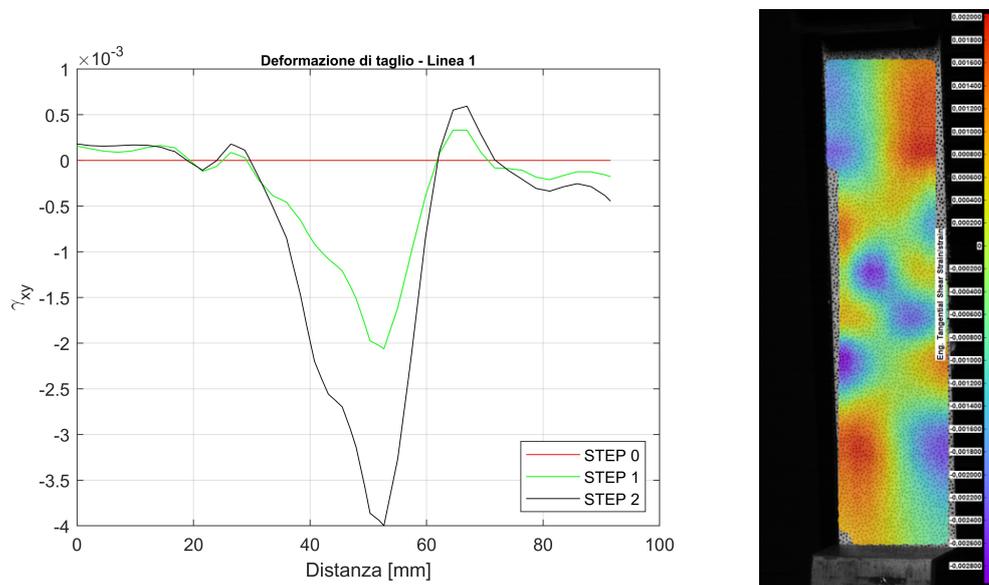


Figura 7.32: Deformazione di taglio, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

Si osserva, quindi, un andamento speculare di  $E$  rispetto a  $\epsilon$ , infatti, come si vede dalla figura, al massimo di  $\epsilon$  corrisponde un minimo di  $E$ .

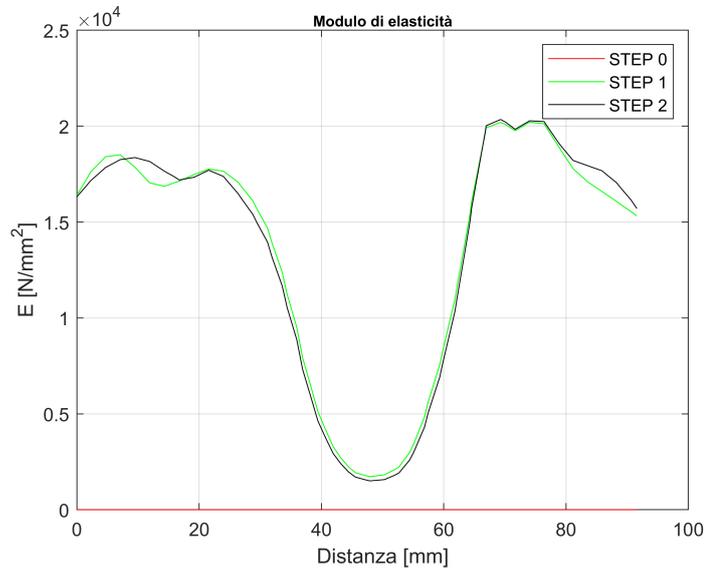


Figura 7.33: Modulo di elasticità, provino con fibre a  $\pm 45^\circ$ .

Per quanto concerne il coefficiente di Poisson, esso è pari a:

$$\nu = -\frac{\epsilon_y}{\epsilon_x} \quad (7.2)$$

Dalla figura 7.34 notiamo come l'andamento risulti governato dall'andamento delle deformazioni. Il valore numerico risulta alto rispetto ai valori che siamo abituati a trovare ( $\nu = 0.5$ ). Questo è dovuto al fatto che il materiale è un multi-componente i quali hanno una disposizione delle fibre differente, quindi,  $\nu$  non è limitato a 0.5. Il materiale può quindi comprimersi molto e le fibre si ridispongono diversamente creando vuoti all'interno.

■ Spostamento lungo y - Linea 2.

La figura 7.35 mostra l'andamento dello spostamento lungo y inerente alla linea 2. Notiamo come l'andamento sia "a farfalla".

■ Deformazione lungo y - Linea 2.

La figura 7.36 mostra l'andamento della deformazione lungo y inerente alla linea 2. Osserviamo un andamento negativo della deformazione, si ha, dunque, un restringimento nella zona centrale, dove il gradiente risulta concentrato come visibile nell'immagine fornita dalla DIC..

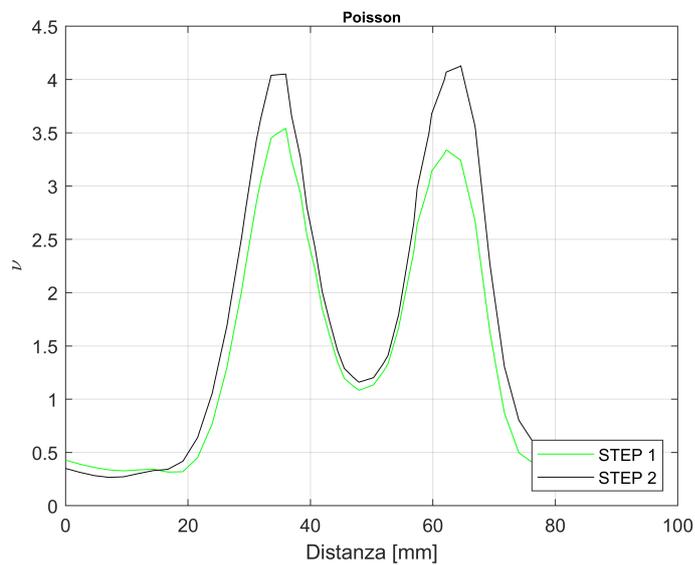


Figura 7.34: Coefficiente di Poisson, fibre a  $\pm 45^\circ$ .

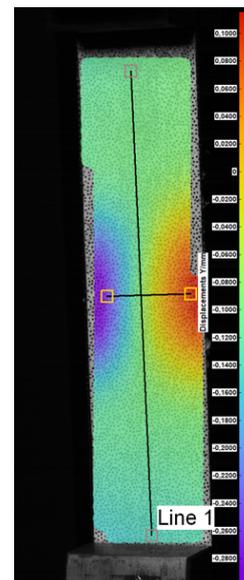
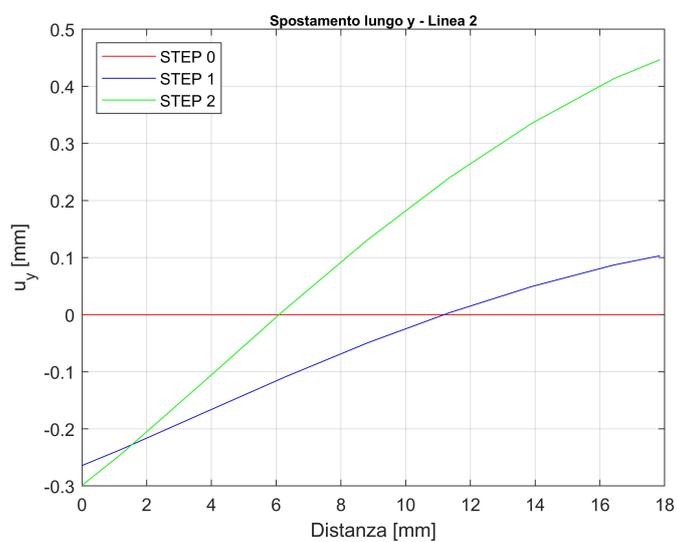


Figura 7.35: Spostamento lungo y, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

### 7.4.3.2 | Disposizione fibre sinusoidali (provino non deformato)

#### ■ Spostamento lungo x - Linea 1.

La figura 7.37 mostra l'andamento dello spostamento lungo x sulla linea 1 per il

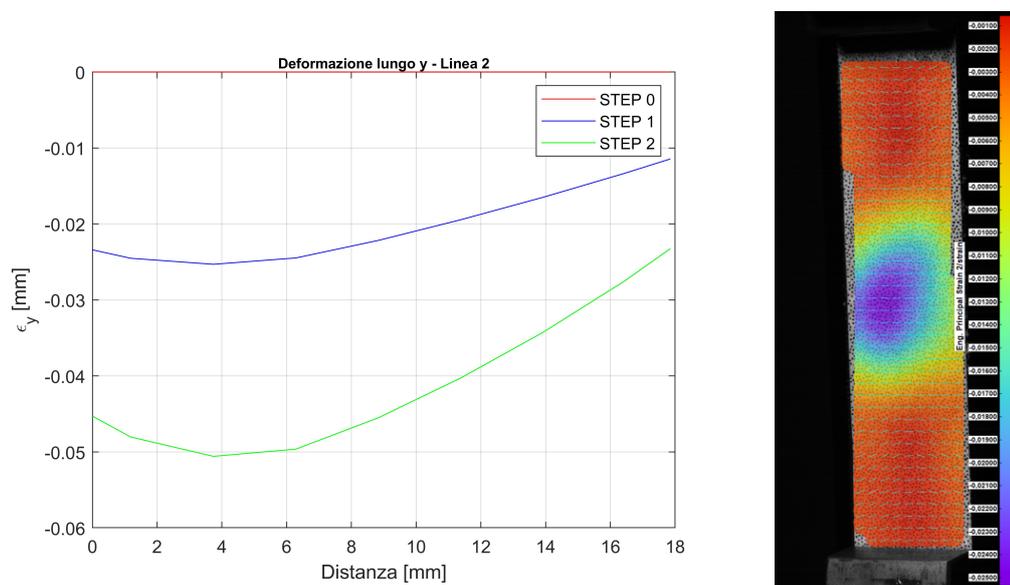


Figura 7.36: Deformazione lungo y, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

provino sinusoidale non deformato. Si nota chiaramente come gli spostamenti siano lineari e costanti ovunque.

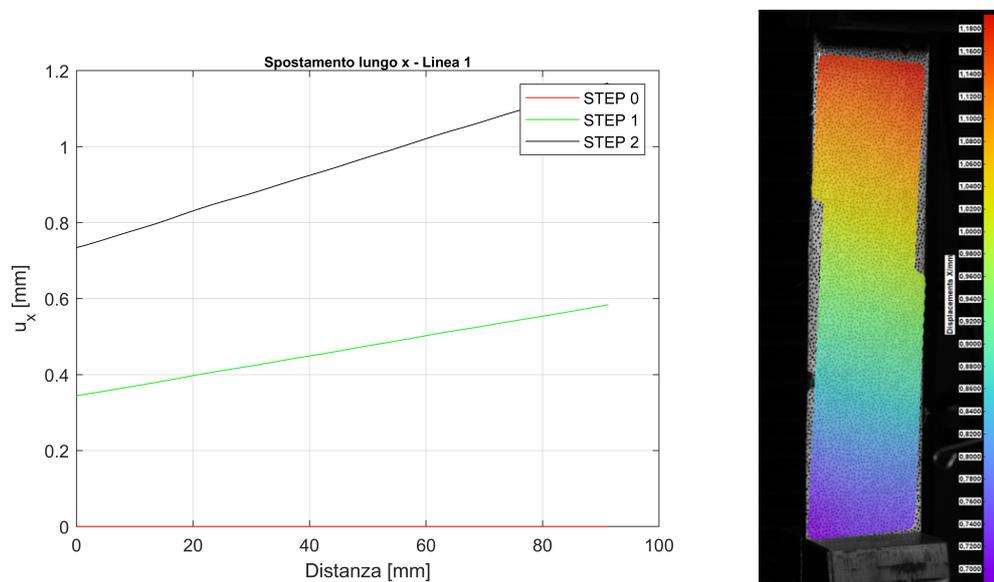


Figura 7.37: Spostamento lungo x, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Deformazione lungo x - Linea 1.

La figura 7.38 mostra le deformazioni  $\epsilon_x$  lungo la linea 1. Si noti come le deformazioni siano costanti e oscillanti in accordo con la legge di variazione delle fibre. Poichè la disposizione delle fibre varia, il provino si allungherà e si accorcerà. All'aumentare del carico l'andamento risulta costante ma amplificato.

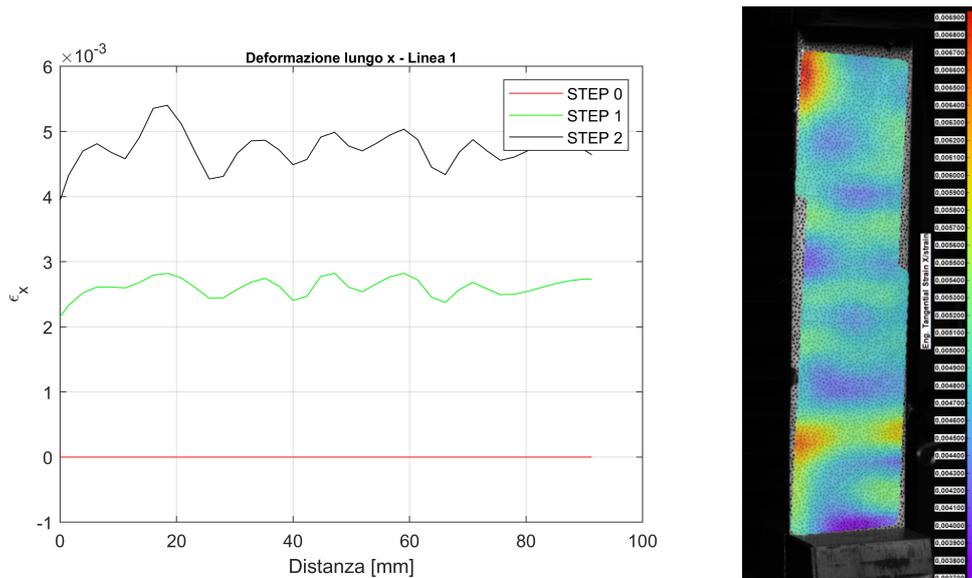


Figura 7.38: Deformazione lungo x, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Deformazione lungo y - Linea 1.

La figura 7.39 mostra l'andamento delle  $\epsilon_y$  lungo la linea 1. Si noti come l'effetto sia minore ai bordi a causa dell'effetto delle ganasce autoserranti, le quali, impediscono il restringimento. Quest'ultimo risulta maggiore al centro. Anche in questo caso gli andamenti risultano sinusoidali in accordo con la legge di variazione delle fibre.

■ Deformazione di taglio - Linea 1.

La figura 7.40 mostra la deformazione di taglio lungo la linea 1. Si nota un deformazione a taglio maggiore all'inizio che tende poi a smorzarsi. L'andamento anche in questo caso rispecchia la legge di variazione delle fibre.

■ Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson.

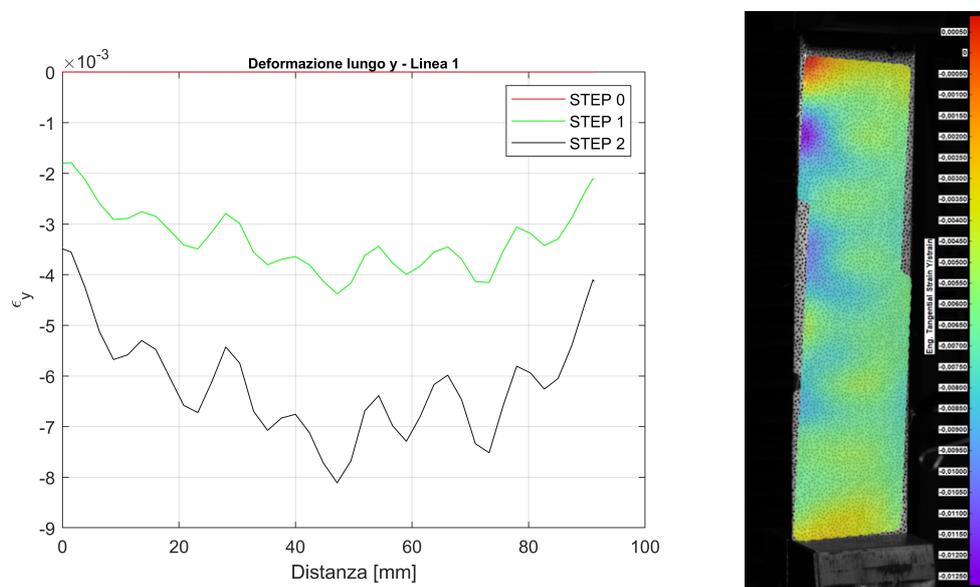


Figura 7.39: Deformazione lungo  $y$ , fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

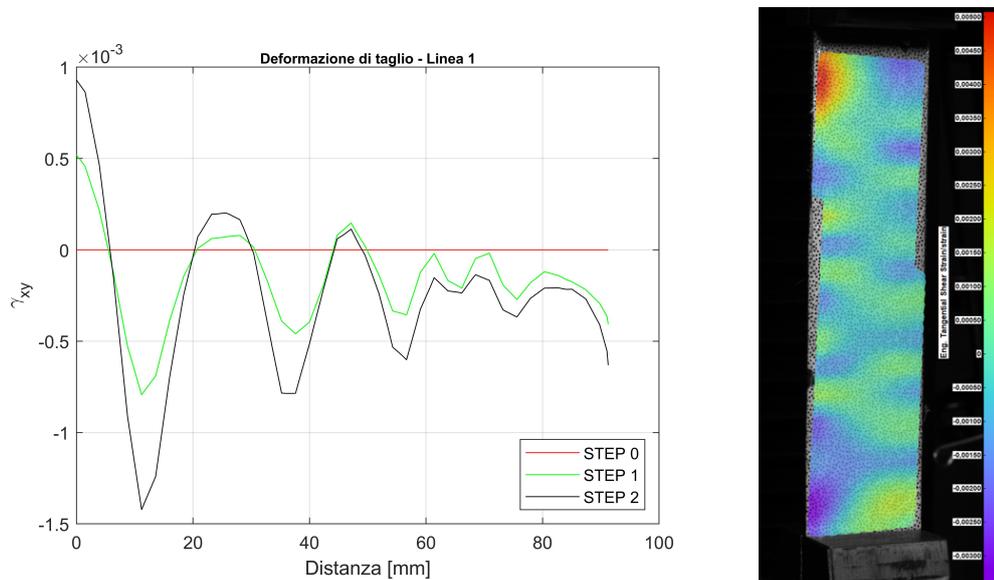


Figura 7.40: Deformazione di taglio, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

La figura 7.41 mostra l'andamento del modulo di elasticità a sinistra e del coefficiente di Poisson a destra. Valgono le considerazioni analoghe viste precedentemente.

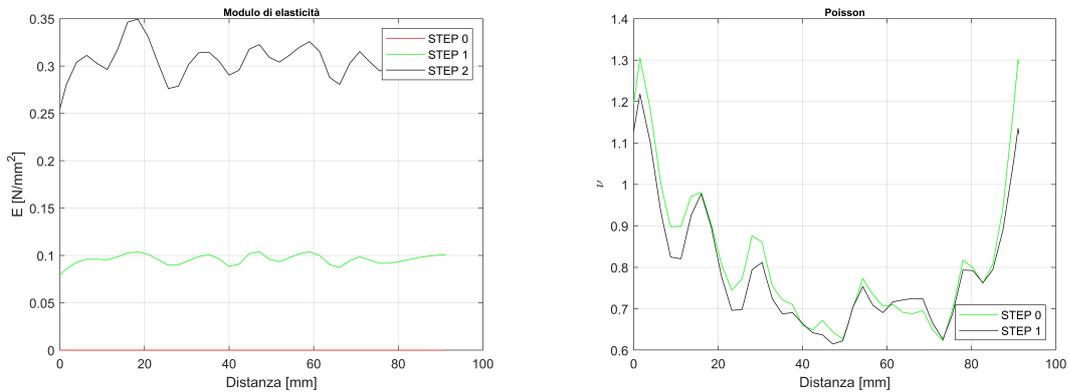


Figura 7.41: Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson, fibre sinusoidali (provino non deformato).

Si notino, anche in questo caso, gli andamenti sinusoidali coerentemente alla legge di variazione delle fibre.

Si mostrano ora gli andamenti lungo la linea 2. Anche in questo caso, come già esposto per il provino con fibre a  $\pm 45^\circ$ , la deformazione lungo y inerente alla linea 2 risulta negativa, creando, quindi, un restringimento laterale.

■ Spostamento lungo y - Linea 2.

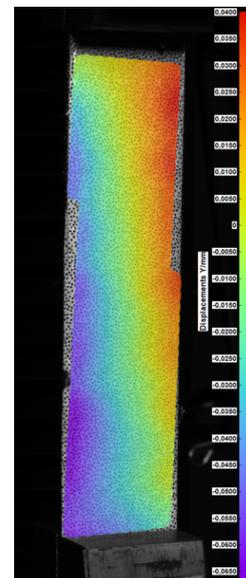
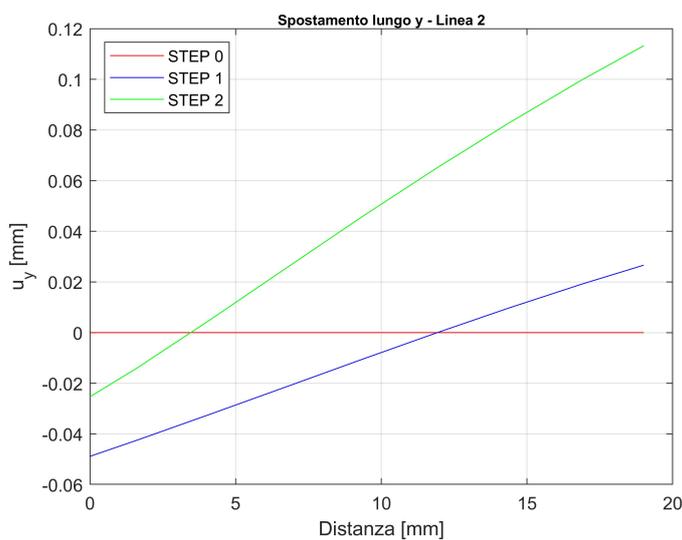


Figura 7.42: Spostamento lungo y, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Deformazione lungo y - Linea 2.

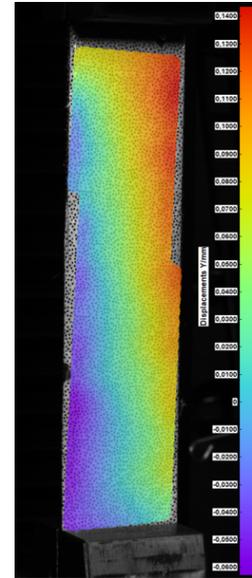
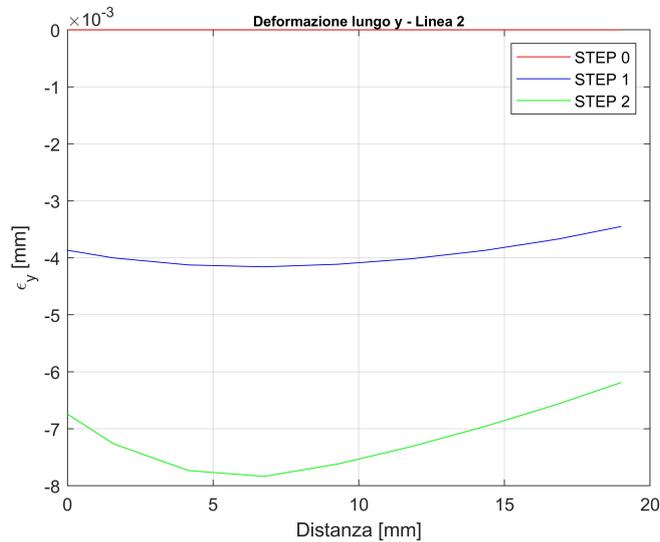


Figura 7.43: Deformazione lungo y, fibre sinusoidali (provino non deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

7.4.3.3 | Disposizione fibre sinusoidali (provino deformato)

■ Spostamento lungo x - Linea 1.

La figura 7.44 mostra l'andamento dello spostamento lungo x sulla linea 1 per il provino sinusoidale non deformato. Si nota chiaramente come gli spostamenti siano lineari e costanti ovunque.

■ Deformazione lungo x - Linea 1.

La figura 7.45 mostra le deformazioni  $\epsilon_x$  lungo la linea 1. Si noti come le deformazioni siano costanti e oscillanti in accordo con la legge di variazione delle fibre.

■ Deformazione lungo y - Linea 1.

La figura 7.46 mostra l'andamento delle  $\epsilon_y$  lungo la linea 1. Si noti come l'effetto sia minore ai bordi a causa dell'effetto delle ganasce autoserranti. Quest'ultimo risulta maggiore al centro. La risposta è diversa dal sinusoidale non deformato in quanto questo provino ha subito una deformazione durante il processo di stampa. Anche in questo caso gli andamenti risultano sinusoidali in accordo con la legge di variazione delle fibre.

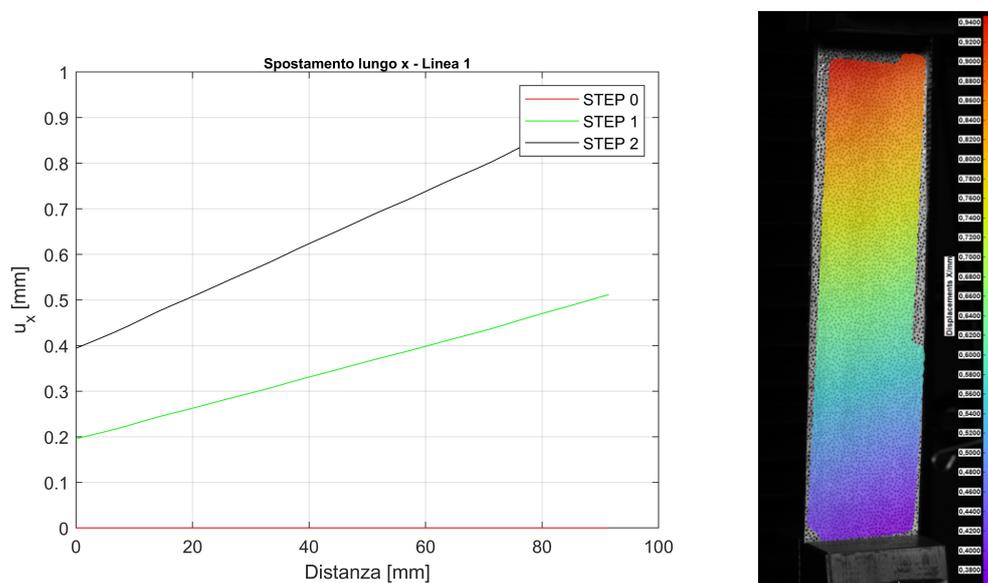


Figura 7.44: Spostamento lungo x, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

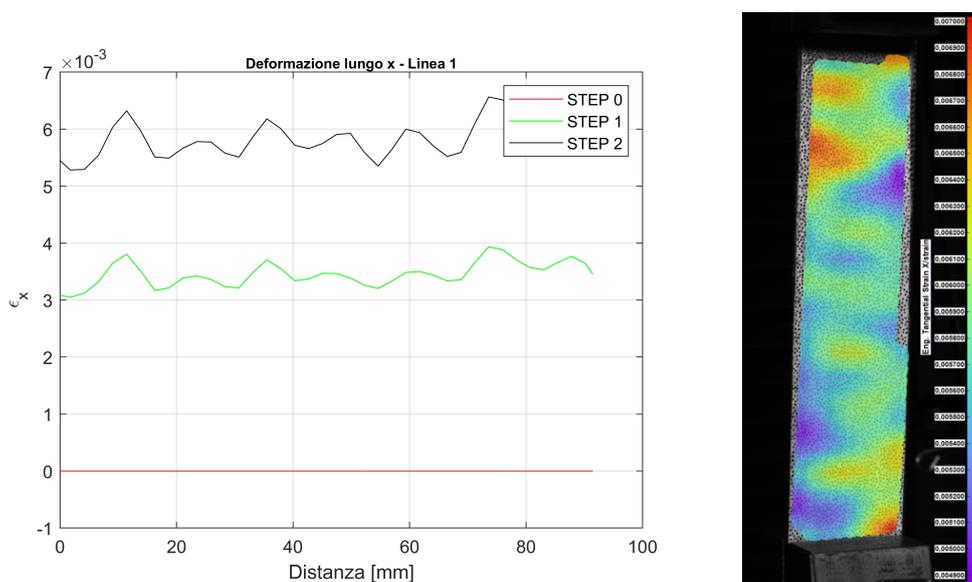


Figura 7.45: Deformazione lungo x, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Deformazione di taglio - Linea 1.

La figura 7.47 mostra la deformazione di taglio lungo la linea 1. Si nota un deformazione a taglio maggiore all'inizio che tende poi a smorzarsi. L'andamento,

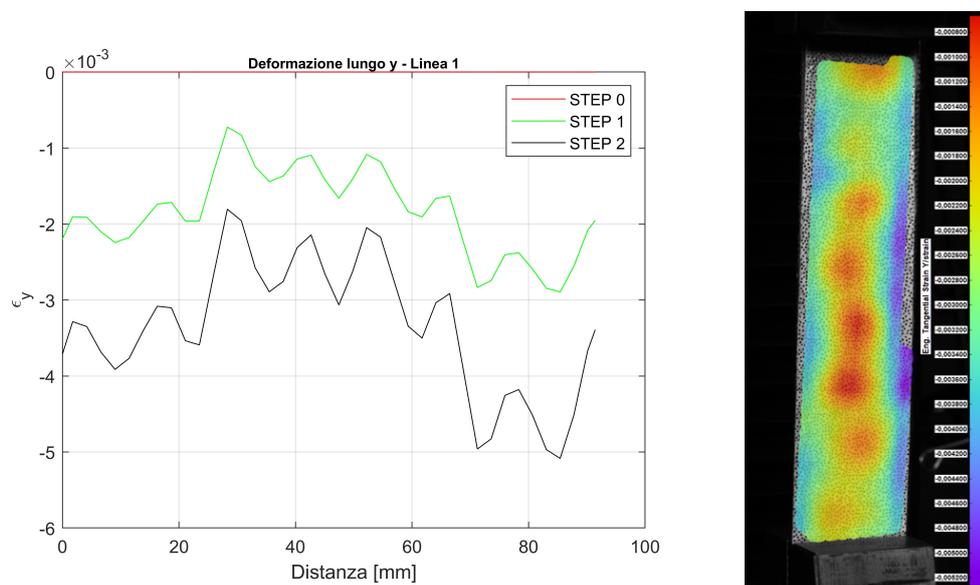


Figura 7.46: Deformazione lungo y, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

simile al caso del provino non deformato, anche in questo caso rispecchia la legge di variazione delle fibre.

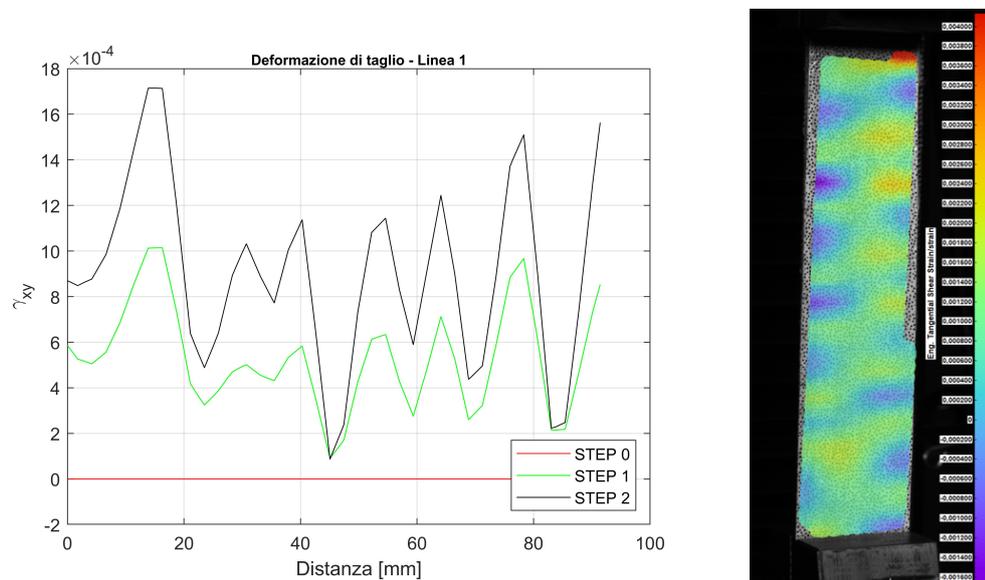


Figura 7.47: Deformazione di taglio, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 1. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson.

La figura 7.48 mostra l'andamento del modulo di elasticità a sinistra e del coefficiente di Poisson a destra. Anche in questo caso, valgono le medesime considerazione riportate precedentemente.

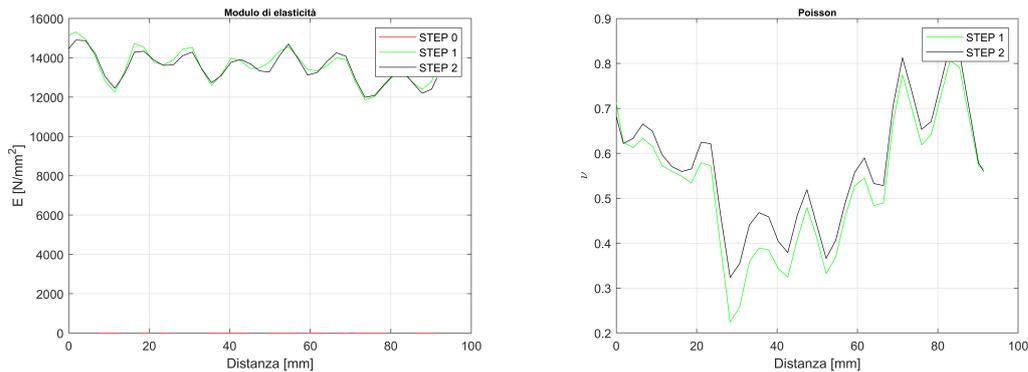


Figura 7.48: Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson, fibre sinusoidali (provino deformato).

Qui, tuttavia, si nota, per quanto concerne il modulo di elasticità, un andamento molto più costante e simile per tutti gli step. La risposta è quindi leggermente diversa e meno affidabile essendosi il provino deformato durante il processo di stampa.

■ Spostamento lungo y - Linea 2.

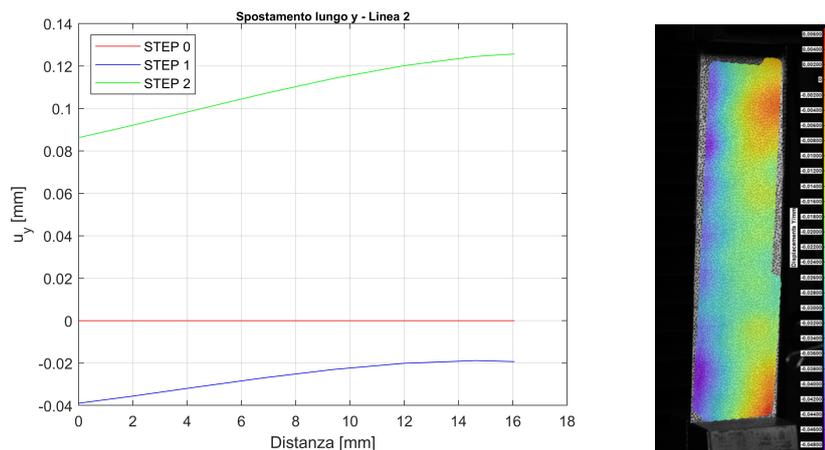


Figura 7.49: Spostamento lungo y, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Deformazione lungo y - Linea 2.

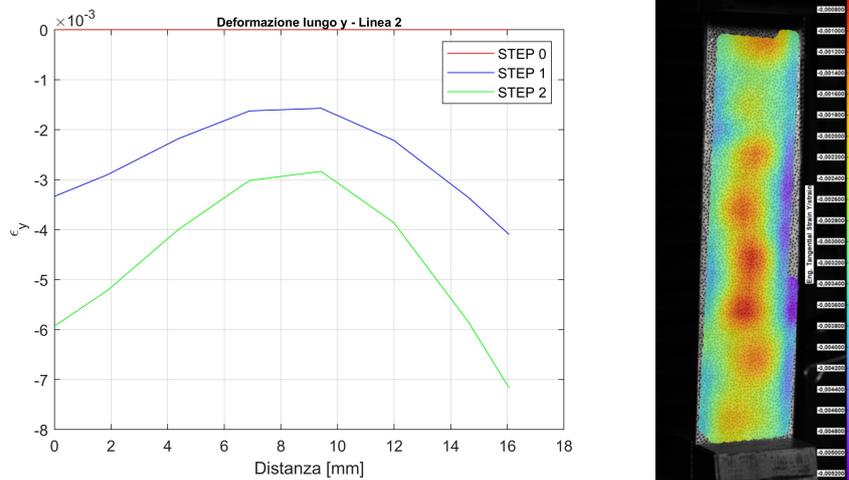


Figura 7.50: Deformazione lungo y, fibre sinusoidali (provino deformato) - Linea 2. A sinistra il grafico realizzato con *MatLab*, a destra l'immagine ottenuta tramite DIC.

## 7.5 | Problematiche riscontrate e risoluzione

Come si evince dai grafici sopra riportati, lo spostamento massimo è di  $2\text{mm}$ , tuttavia, tramite la *Digital Imaging Correlation* risulta uno spostamento di  $1.2\text{mm}$ . Si è cercato, dunque, di capire perchè ciò accadesse. Si è effettuato un test di trazione con una semplice barra di alluminio e si è riscontrato che in prossimità delle ganasce autoserranti si ha uno spostamento pari a  $0.1\text{mm}$ , ovvero il 10%, dunque, invece che ottenere uno spostamento pari a  $1\text{mm}$  si ottiene  $0.8\text{mm}$ . Ciò significa che vi è una zona interna alle ganasce che si deforma e non viene visualizzata con la DIC. Questo, unito al fatto che i provini utilizzati non sono provini standard, porta ad avere uno spostamento inferiore se visualizzato con la DIC. La figura 7.51 mostra un dettaglio della ganascia autoserrante.

Per evitare questo inconveniente, si cerca di ricreare un provino convenzionale con l'utilizzo di due *tab*, nel mezzo dei quali verranno inseriti i provini visti in precedenza.

La figura 7.52 mostra i due *tab*, inferiore e superiore rispettivamente, mentre, la figura 7.53 ne mostra le dimensioni.

Si procede, dunque, a realizzare tramite *SolidWorks* un assieme contenente il *tab* superiore, quello inferiore e il provino già realizzato in precedenza (con fibre a  $\pm 45^\circ$ , sinusoidali, a  $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$  e circolari). La figura 7.54 mostra l'assieme realizzato, mentre, la figura 7.55 ne evidenzia la geometria.



Figura 7.51: Dettaglio ganascia autoserrante.

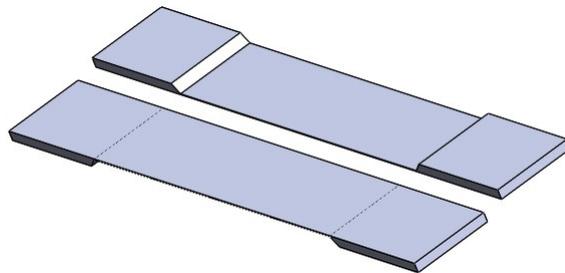


Figura 7.52: Tab superiore e inferiore.

Poiché la struttura in figura 7.54 non può essere stampata come un singolo componente, in quanto l'*infill* sarà diverso tra *tab* e piastra centrale, dovremo suddividere la struttura in tre parti:

- Tab superiore
- Piastra centrale
- Tab inferiore

Ai componenti sopra elencati aggiungeremo delle geometrie sacrificali, evidenti nella figura 7.54, per poter stampare alla corretta altezza i tre componenti. Avremo quindi tre assiemi composti da:



Figura 7.53: Dimensioni tab.

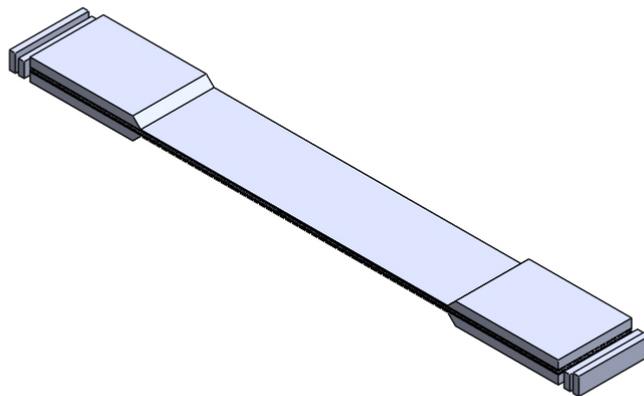


Figura 7.54: Assieme con tab.

■ Tab inferiore

Verrà stampato sul letto della stampante, con un *infill* solido e con supporti. La tabella 7.8 mostra le specifiche della parte da immettere come input su *Eiger.io*, mentre, la figura 7.56 mostra la parte CAD visualizzata dal software.

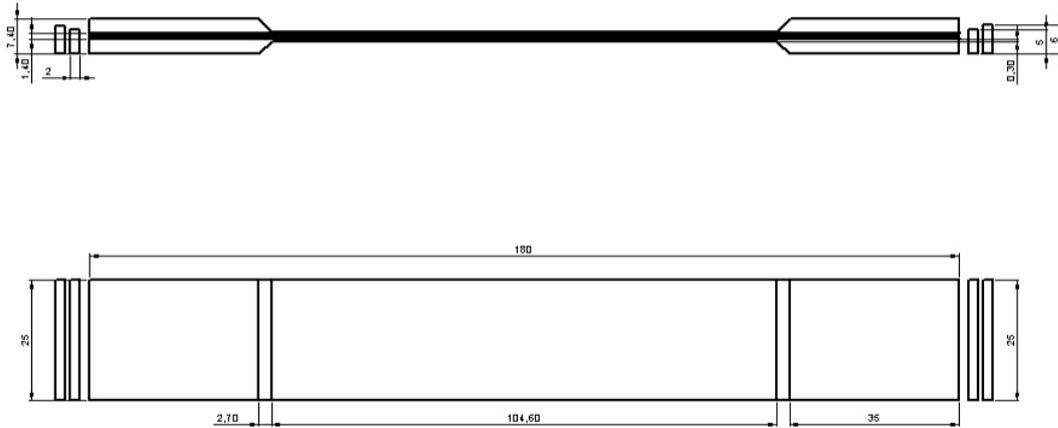


Figura 7.55: Assieme con tab, dimensioni.



Figura 7.56: Visualizzazione tab inferiore da *Eiger.io*

Material	Onyx
Reinforcement material	Kevlar
Use support	No
Fill pattern	Solid fill
Fill density	100%
Wall layers	0
Total fiber layers	8
Fiber fill type	Isotropic fiber
Concentric fiber rings	2
Fibre angle	0°/90°/90°/0°

Tabella 7.8: Specifiche tab inferiore su *Eiger.io*.

#### ■ Piastra + geometrie sacrificali

Le geometrie sacrificali fungono da elemento ausiliario per poter indicare alla stampante la distanza corretta a cui stampare la piastra. La piastra vede una *stacking sequence* rappresentata in figura 8.4. Verrà stampata con un riempimen-

to triangolare a una distanza di 3mm dalla base e senza supporti. Le specifiche da inserire su *Eiger.io* sono elencate nelle tabelle 7.9, 7.10, 7.11 e 7.12, mentre, la figura 7.58 mostra la parte CAD visualizzata.

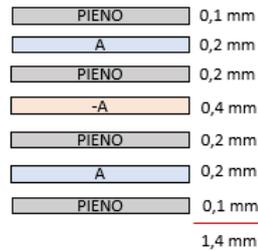


Figura 7.57: *stacking sequence* delle piastre.

Provino Convenzionale	Material	Onyx
	Reinforcement material	Kevlar
	Use support	No
	Fill pattern	Solid fill
	Fill density	100%
	Wall layers	0
	Total fiber layers	8
	Fiber fill type	Isotropic fiber
	Concentric fiber rings	2
Fibre angle	0°/90°/90°/0°	

Tabella 7.9: Specifiche piastra con fibre 0°/90°/90°/0° su *Eiger.io*.

Fibre a ±45°	Material	Onyx
	Reinforcement material	Kevlar
	Use support	No
	Fill pattern	Triangular fill
	Fill density	37%
	Wall layers	0
	Roof and floor layers	1
	Total fiber layers	8
	Fiber fill type	Isotropic fiber
Concentric fiber rings	2	

Tabella 7.10: Specifiche piastra con fibre a ±45° su *Eiger.io*.

- Tab superiore + geometrie sacrificali

Fibre Sinusoidali	Material	Onyx
	Reinforcement material	Kevlar
	Use support	No
	Fill pattern	Triangular fill
	Fill density	37%
	Wall layers	0
	Roof and floor layers	1
	Total fiber layers	8
	Fiber fill type	Concentric fiber
	Walls to reinforce	All walls
	Concentric fiber rings	2

Tabella 7.11: Specifiche piastra con fibre sinusoidali su *Eiger.io*.

Fibre circolari	Material	Onyx
	Reinforcement material	Kevlar
	Use support	No
	Fill pattern	Triangular fill
	Fill density	37%
	Wall layers	0
	Roof and floor layers	1
	Total fiber layers	8
	Fiber fill type	Concentric fiber
	Walls to reinforce	Outer shell only
	Concentric fiber rings	2

Tabella 7.12: Specifiche piastra con fibre circolari su *Eiger.io*.

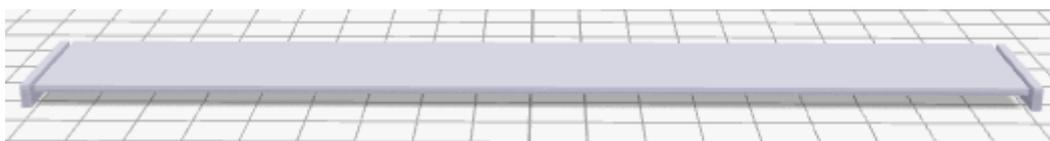


Figura 7.58: Dettaglio piastra e geometrie sacrificali su *Eiger.io*

Le geometrie sacrificali fungono da elemento ausiliario per poter indicare alla stampante la distanza corretta a cui stampare il tab. Esso verrà stampato a una distanza di  $4.4\text{mm}$  dalla base e vedrà un *infill* solido senza supporti. Le specifiche da inserire su *Eiger.io* sono elencate nella tabella 7.13, mentre, la figura 7.59 mostra la parte CAD visualizzata.

Una volta realizzati gli assiemi, salvati in formato *.stl* e importati su *Eiger.io*, si co-

Material	Onyx
Reinforcement material	None
Use support	No
Fill pattern	Solid fill
Fill density	100%
Wall layers	2

Tabella 7.13: Specifiche tab superiore.



Figura 7.59: Dettaglio tab superiore e geometrie sacrificali su *Eiger.io*

struisce la *build* ottenendo la figura 7.60.

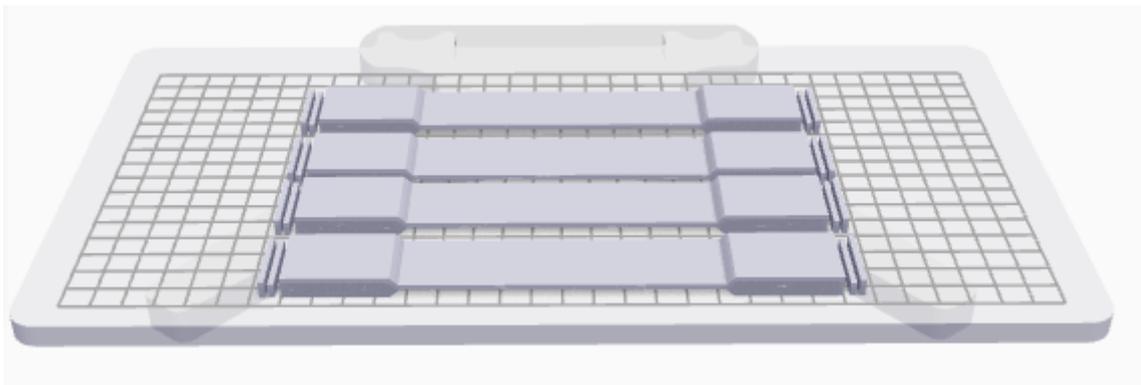


Figura 7.60: Build dell'assieme su *Eiger.io*

Il prototipo è quindi pronto per la stampa. La tabella 7.14 mostra le specifiche di stampa in termini di massa, volumi di fibra, tempo impiegato e costo, mentre, la figura 7.61 mostra il processo di stampa e il prodotto finale.

Tempo di stampa	18h10m
Volume di Onyx	79.76cm <sup>3</sup>
Volume di kevlar	12.16cm <sup>3</sup>
Costo	43.27 USD

Tabella 7.14: Specifiche assieme.



Figura 7.61: Stampa dei provini con tab a sinistra, provini stampati a destra

Per effettuare la prova di trazione gli steps successivi da effettuare sono:

- Rimozione dei supporti.
- Posizionare il *pattern* nella zona in cui vogliamo acquisire le immagini tramite la *Digital Imaging Correlation*, quindi, nella zona centrale dei provini.
- Posizionare il provino nella macchina di trazione.
- Settare la *DIC* e la macchina di trazione.

Per quanto concerne il settaggio della *DIC*, si seguono i passaggi visti in precedenza, mentre, per il settaggio della macchina di trazione, poiché la storia di carico è diversa, si seguono i seguenti passaggi:

- Calibrazione della cella di carico.
- Impostazione del sistema di unità di misura.
- Indicazione del metodo utilizzato.

In questo caso non acquisiremo in modo puntuale, bensì in modo continuo. La figura 7.62 mostra la semplice storia di carico utilizzata. La pendenza risulta pari a  $2 \frac{mm}{min}$ . Qui si cercherà di portare i provini a rottura, tenendo conto che il limite massimo del carico di trazione applicabile dalla macchina è  $5kN$ .

- Settaggio delle dimensioni e della geometria (tabella 7.15)
- Selezionare le misure da visualizzare.
- Dall'area *calculation* selezionare la voce *break*.

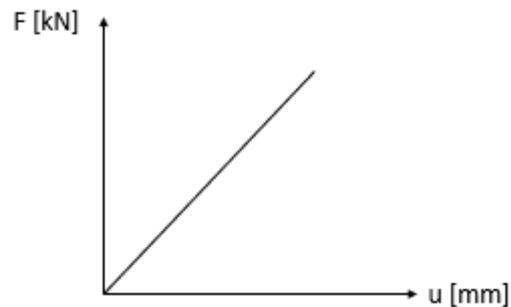


Figura 7.62: Storia di carico continua.

Width	25 mm
Thickness	2 mm
Length	100 mm

Tabella 7.15: Dimensioni provini.

Ramp 1	“Attivare label”
Control mode	Displacement
Rate	$2 \frac{mm}{min}$

Tabella 7.16: Test control setting.

Criteria	Measurement rate
Measurement	Force
Sensitivity	40%

Tabella 7.17: End of test setting.

- Nell'area *test control* alla voce *test* inseriamo i parametri indicati nella tabella 7.16, mentre, alla voce *end of test* inseriamo i parametri presenti in tabella 7.17.
- Nell'area *Control:live displays* inseriamo i parametri che vogliamo visualizzare, ovvero, spostamenti in *mm*, forza in *kN* e tempo in *s*.
- Nell'area *Workspace*, alle voci *results,graph* e *raw data*, immettiamo i parametri elencati nella tabelle 7.18 rispettivamente.
- Nell'area *export* immettiamo i parametri presenti in tabella 7.19.
- Salviamo e procediamo al test.

Results	Displacement at break Force at break Time at break	
Graph	Type X-data Y-data	Multi-specimen Displacement [mm] Force [kN]
Raw Data	Time Displacement Force Tensile strain	

Tabella 7.18: *Workspace setting.*

Frequency	After each test
Type	File
Extension	CSV
Encoding type	Default

Tabella 7.19: *Export setting.*

## 7.6 | Analisi dei risultati - provini con tab

Come fatto nella sezione 7.4 si riportano i risultati ottenuti affiancando le immagini ricavate tramite *MatLab* a quelle ricavate tramite DIC. In questo caso però, poichè acquisiamo in modo continuo e non puntuale a  $30\text{Hz}$ , riusciremo a catturare 120 fotogrammi al secondo, quindi, 3600 immagini al minuto. Questo significa che la mole di immagini forniti da *Istra 4.4* risulta cospicua. Per evitare di avere troppe immagini, faremo partire una correlazione usando una maschera non troppo fine, visualizzeremo i diagrammi delle quantità che vogliamo analizzare e andremo a vedere dove effettivamente il test comincia. Posto lo step 0 all’inizio del test, avremmo l’immagine *i-esima*. Il primo step lo poniamo a  $0.25\text{mm}$  e il secondo a  $2\text{mm}$ . Nota la curva  $u(t)$  e la frequenza di acquisizione ( $30\text{Hz}$ ), è possibile calcolare il tempo di inizio del test. Saremo quindi in grado di ricavare l’ID della foto *i-esima*: quella nello step 1 sarà pari a  $i + (7.5 \cdot 30) = i + 600$  e quella nello step 2 sarà pari a  $i + (60 \cdot 30) = i + 1800$ . In tal modo avremo tre sole immagini su cui lavorare.

### 7.6.1 | Distance to the best fit plane

La figura 7.63 mostra una visione completa dell’andamento dello scostamento dal piano ottimo, in cui compaiono tutti gli andamenti dei provini considerati. Dalla figura

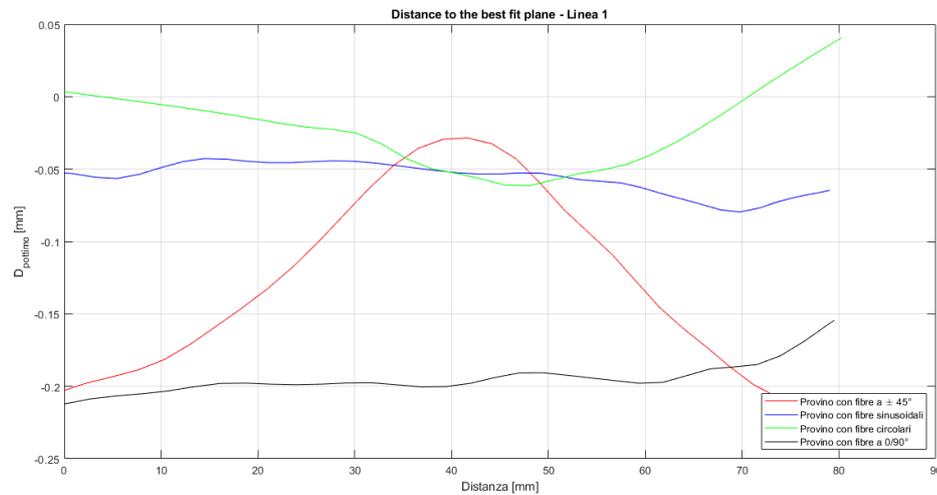


Figura 7.63: Discostamento dal piano medio - Linea 1.

7.64 si vede come il massimo sia concentrato nel centro in cui le fibre si trovano a  $\pm 45^\circ$ . Il provino, quindi, subisce un ingobbamento. Come ben visibile dall'immagine 7.67, il gradiente del provino sinusoidale è concentrato al centro, tuttavia, diversamente dal caso precedente, l'andamento ha un minimo. Per quanto concerne il provino con fibre circolari, la figura 7.66 mostra un gradiente posizionato al centro del provino, avremo, come chiaramente visibile un minimo nella zona centale. Si noti come il provino sinusoidale, circolare e convenzionale abbiano un andamento circa costante rispetto al provino a  $\pm 45^\circ$  che invece presenta, come già esposto, un massimo.

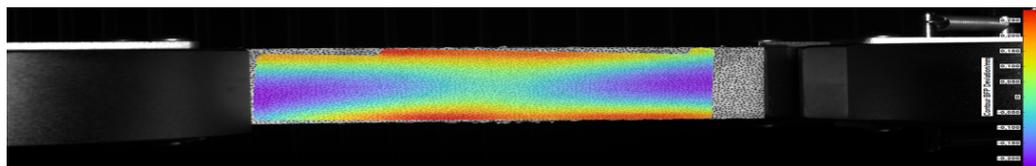


Figura 7.64: Distanza dal piano ottimale, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC.

La figura 7.68 mostra, invece, lo scostamento dal piano ottimo sulla linea 2.

### 7.6.2 | Curve di carico

Poichè a fine test il software relativo alla macchina di trazione ci ha fornito in output i valori della forza applicata, degli spostamenti e del tempo trascorso per effettuare la

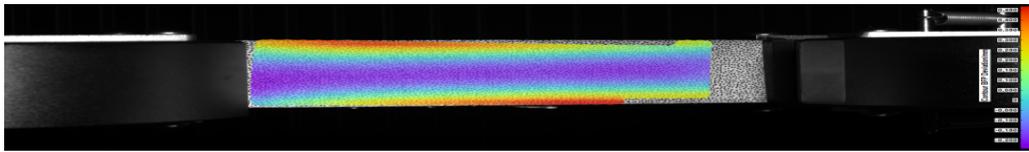


Figura 7.65: Distanza dal piano ottimale, fibre convenzionali - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC.

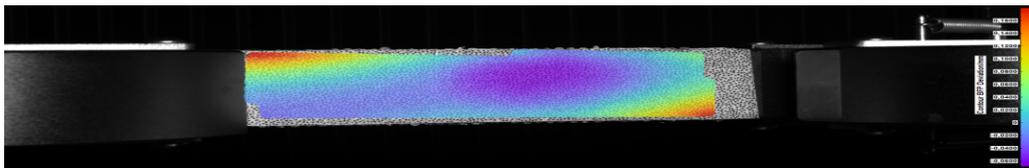


Figura 7.66: Distanza dal piano ottimale, fibre circolari - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC.

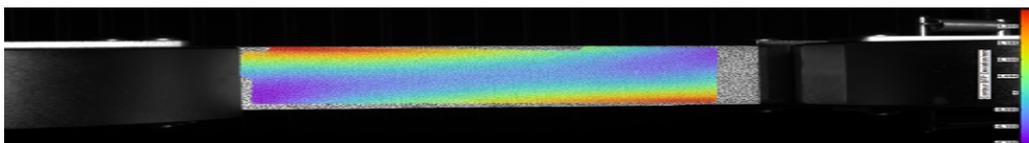


Figura 7.67: Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali - Linea 1. Immagine ottenuta tramite DIC.

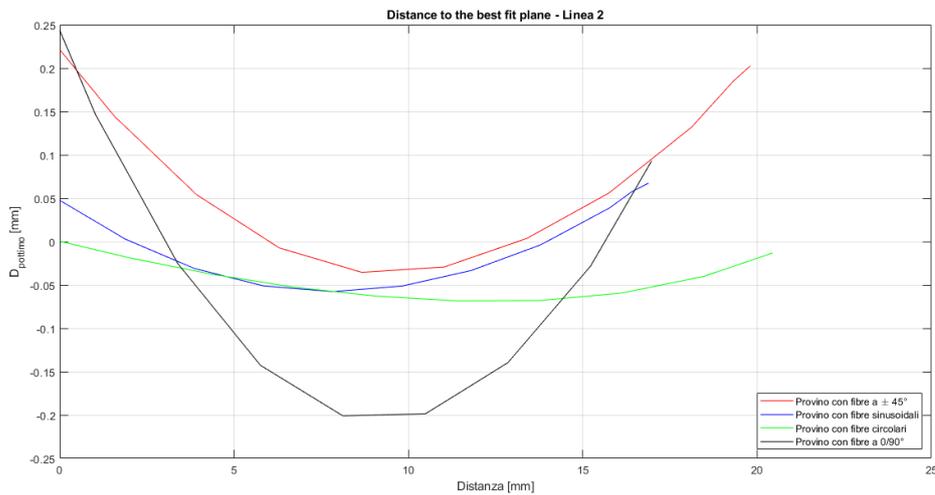


Figura 7.68: Distanza dal piano ottimo - Linea 2.

prova, è possibile ricavare gli andamenti della forza in funzione del tempo, degli sposta-

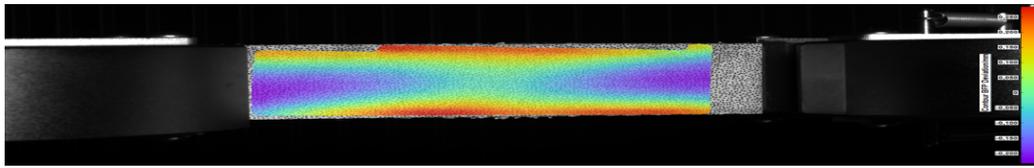


Figura 7.69: Distanza dal piano ottimale, fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC.

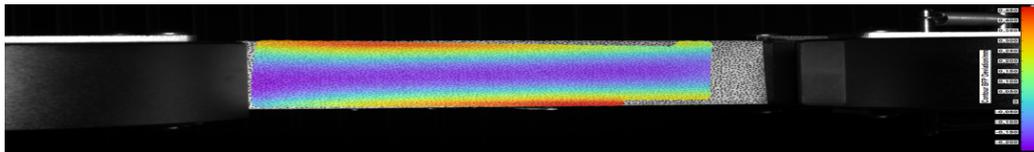


Figura 7.70: Distanza dal piano ottimale, fibre convenzionali - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC.

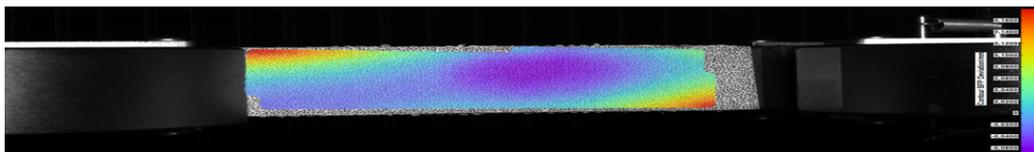


Figura 7.71: Distanza dal piano ottimale, fibre circolari - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC.

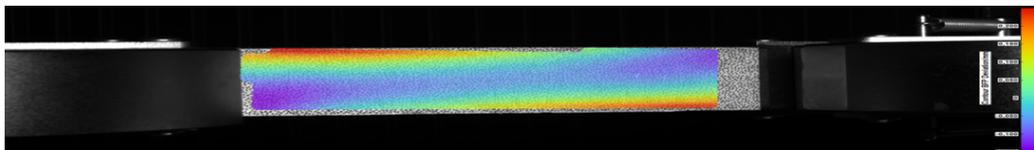


Figura 7.72: Distanza dal piano ottimale, fibre sinusoidali - Linea 2. Immagine ottenuta tramite DIC.

menti in funzione del tempo e gli andamenti della forza in funzione degli spostamenti (ciclo di isteresi).

■ Spostamenti in funzione del tempo.

La figura 7.73 mostra gli spostamenti, ovviamente coincidenti, per i tre provini testati. Lo spostamento ripercorre la storia di carico impostata: risulta lineare con pendenza pari a  $2 \frac{mm}{min}$ . Lo **step 0** coincide, ovviamente, con l'inizio della prova, lo step 1, come già esposto a inizio paragrafo lo si pone a  $0.25mm$ , mentre, lo step 2 a  $2mm$ .

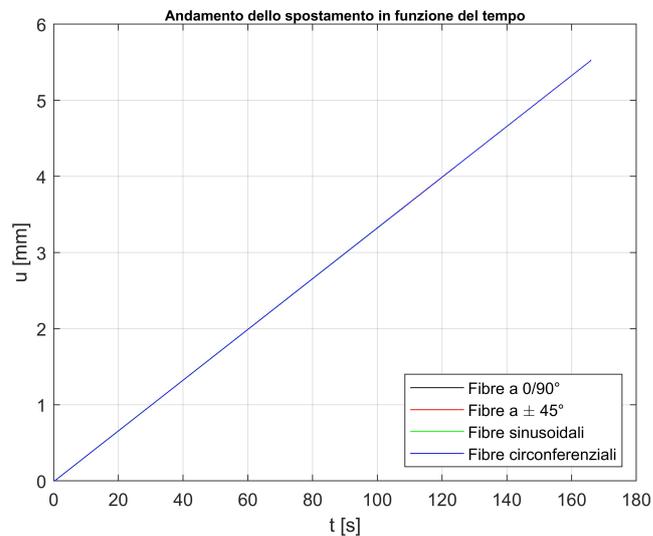


Figura 7.73: Spostamenti in funzione del tempo.

■ Forze in funzione del tempo.

La figura 7.74 mostra l'andamento delle forze applicate in funzione del tempo. Possiamo apprezzare come l'andamento risulti inizialmente non lineare. Notiamo la rottura unicamente nel provino con fibre circolari, visibile quando la forza decade bruscamente; in tutti gli altri non riusciamo a visualizzare la rottura in quanto la cella di carico supporta un carico massimo di  $5kN$ .

■ Ciclo di isteresi.

Il ciclo di isteresi vede in ascisse gli spostamenti e sulle ordinate le forze, l'andamento è mostrato in figura 7.75. Si noti come l'andamento non risulti subito lineare. Inoltre, le pendenze, e quindi le rigidità, risultano diverse, in particolare, il provino con fibre disposte in modo circolare risulta il meno rigido, infatti è proprio il provino che giunge a rottura, visibile nel grafico nella zona in cui la forza decade. Tutti gli altri hanno una rigidità simile, un po' maggiore per il convenzionale.

Si analizzano ora i risultati ricavati dalla prova di trazione, in particolare si analizzeranno gli andamenti degli spostamenti lungo l'asse  $x$  e  $y$ , gli andamenti delle deformazioni, del modulo di elasticità e, infine, del coefficiente di Poisson.

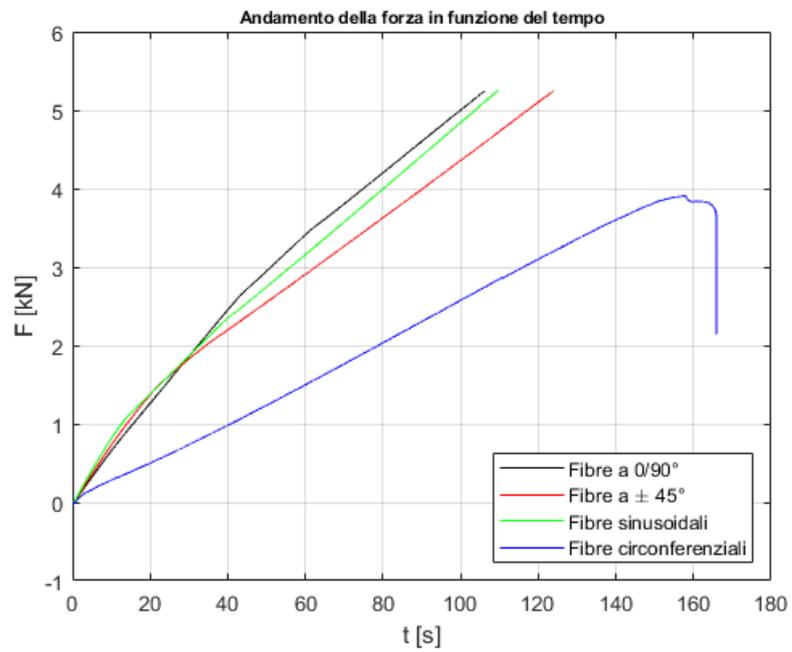


Figura 7.74: Forze in funzione del tempo.

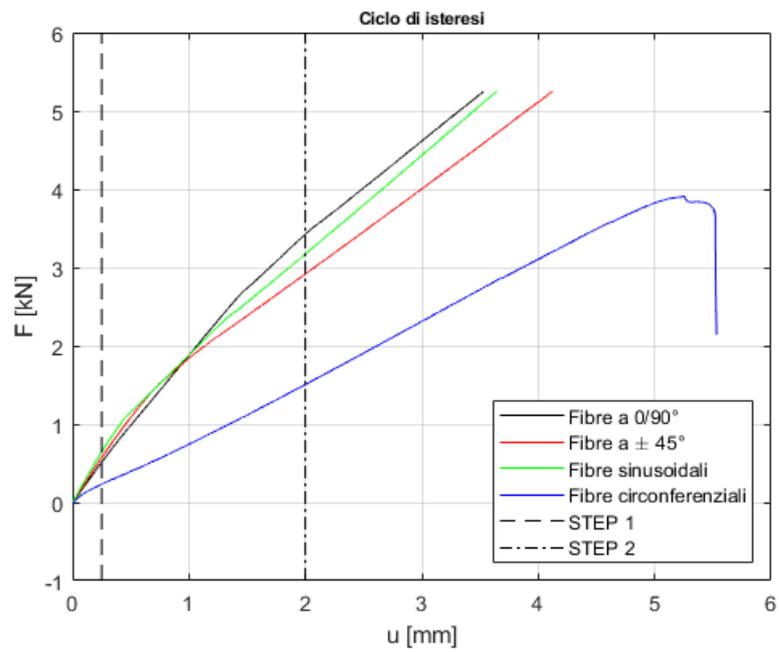


Figura 7.75: Ciclo di isteresi.

### 7.6.3 | Provino sinusoidale

#### ■ Spostamento lungo x - Linea 1.

La figura 7.76 mostra l'andamento dello spostamento lungo x sulla linea 1. Come è evidente, lo spostamento risulta lineare.

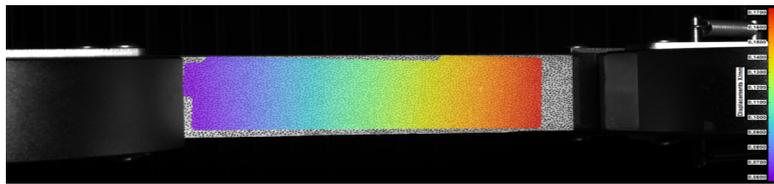
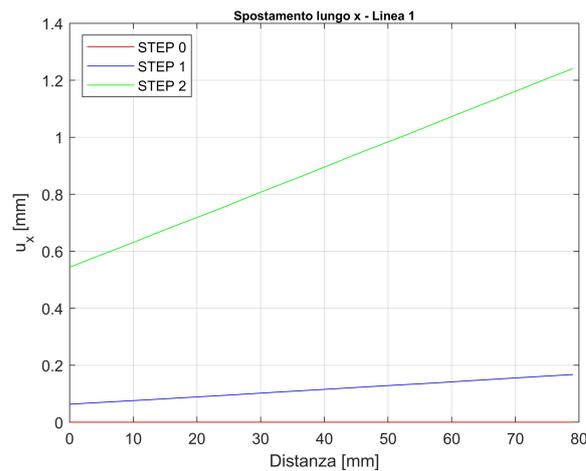


Figura 7.76: Spostamento lungo x, provino sinusoidale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

#### ■ Deformazione lungo x - Linea 1.

La figura 7.77 mostra l'andamento delle deformazioni  $\epsilon_x$ . Si noti come l'andamento risulti pressochè costante. L'andamento risulta sinusoidale in accordo con la legge di variazione delle fibre.

#### ■ Deformazione lungo y - Linea 1.

La figura 7.78 mostra l'andamento delle  $\epsilon_y$  lungo la linea 1. Si noti come l'effetto sia maggiore ai bordi per poi smorzarsi. Anche in questo caso gli andamenti risultano sinusoidali in accordo con la legge di variazione delle fibre.

#### ■ Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson.

L'andamento rispecchia la variazione dell'angolo delle fibre ed è antitetico alle deformazioni lungo x, poichè, come visto in precedenza, il modulo di elasticità è

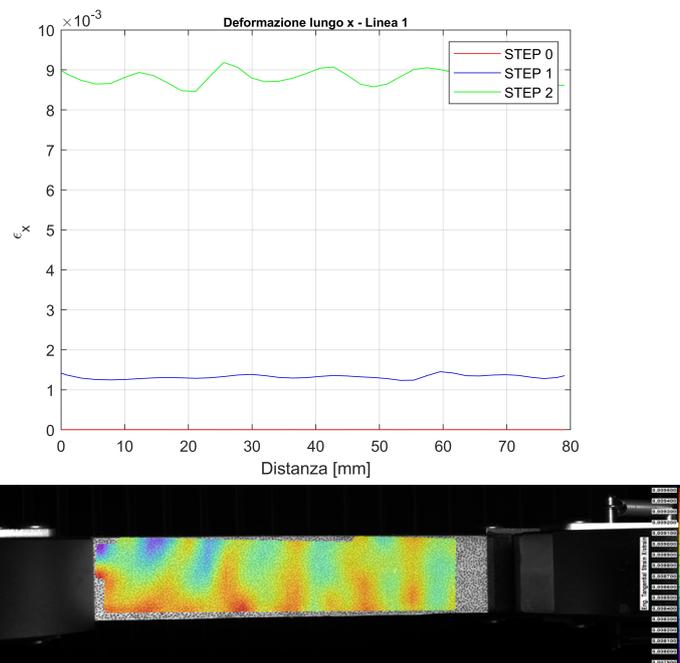


Figura 7.77: Deformazione lungo  $x$ , provino sinusoidale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

inversamente proporzionale alla deformazione  $\epsilon_x$ , quindi, l'andamento è simile, ma, a un massimo di  $\epsilon_x$  corrisponderà un minimo di  $E$ . Il coefficiente di Poisson è influenzato largamente dalla deformazione lungo  $y$ , quindi, il suo andamento sarà oscillante, e, i massimi si troveranno nelle zone in cui ricadono i massimi delle deformazioni  $\epsilon_y$ .

#### ■ Spostamento lungo $y$ - Linea 2

Gli spostamenti, come visibile dalla figura 7.80 risultano essere circa costanti.

#### ■ Deformazione lungo $y$ - Linea 2

Dalla figura 7.81 si nota come la deformazione sia maggiormente concentrata al centro del provino, in particolare, si nota un massimo durante lo step 2. Si noti l'andamento sinusoidale soprattutto durante lo step 1.

### 7.6.4 | Provino convenzionale

#### ■ Spostamento lungo $x$ - Linea 1.

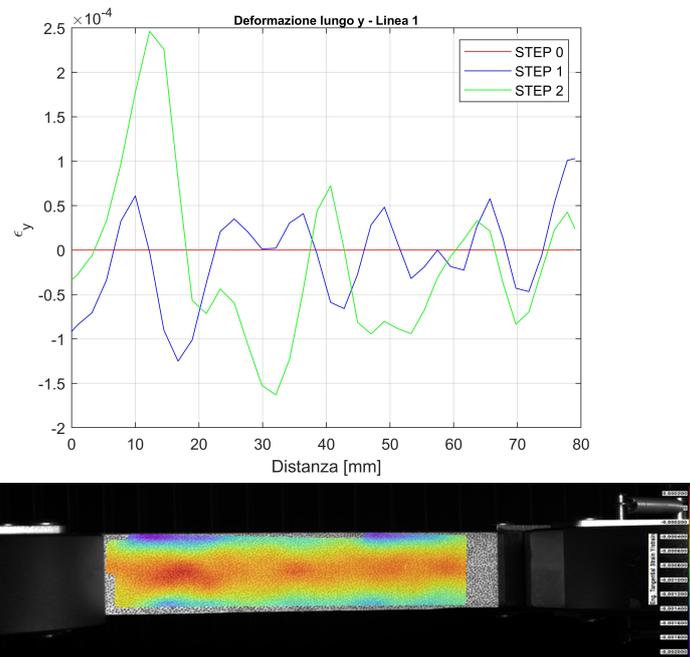


Figura 7.78: Deformazione lungo y, provino sinusoidale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

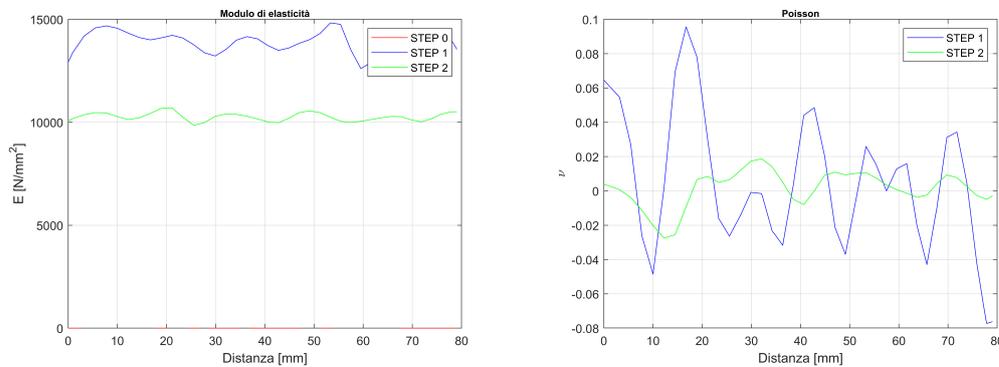


Figura 7.79: Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino sinusoidale.

La figura 7.82 mostra gli andamenti degli spostamenti lungo x sulla linea 1. Come si nota, essi risultano lineari.

■ Deformazione lungo x - Linea 1.

Le figura 7.83 mostra l'andamento delle deformazioni lungo l'asse x sulla linea 1 e si nota che sono maggiori ai lati, ma leggermente costanti, soprattutto durante lo

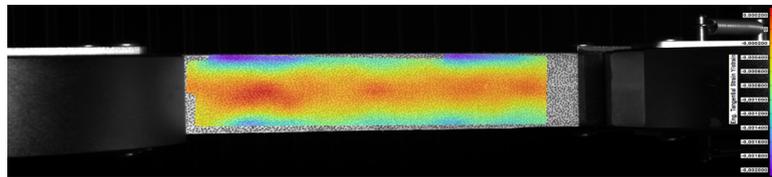
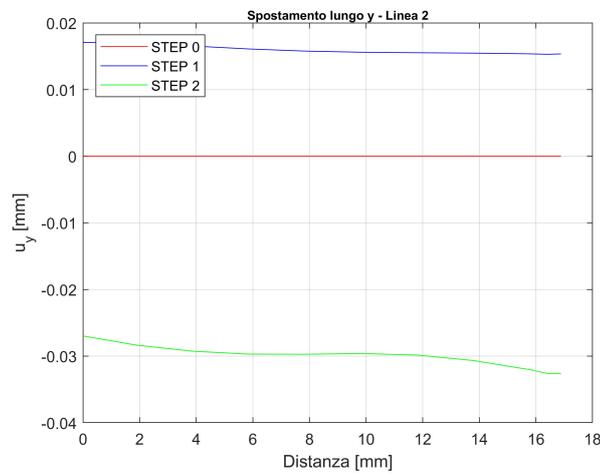


Figura 7.80: Spostamento lungo y, provino sinusoidale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

step 1, e seguono un andamento con massimi e minimi, molto più evidenti per lo step 2.

■ Deformazione lungo y - Linea 1.

Nella figura 7.84 sono rappresentati gli andamenti delle deformazioni lungo l'asse x sulla linea 1. Si noti come essi risultino maggiori ai lati per poi scendere man mano che si procede verso il centro. L'andamento presenta dei picchi di massimi e minimi, mentre, per lo step 1, le  $\epsilon_y$  risultano pressochè costanti.

■ Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson.

La figura 7.85 mostra a destra il modulo di elasticità e a sinistra il coefficiente di Poisson. Valgono le stesse considerazioni esposte in precedenza.

■ Deformazioni lungo y - Linea 2

a figura 7.86 mostra gli andamenti, pressochè costanti, delle deformazioni lungo y rispetto alla linea 2.

■ Spostamenti lungo y - Linea 2

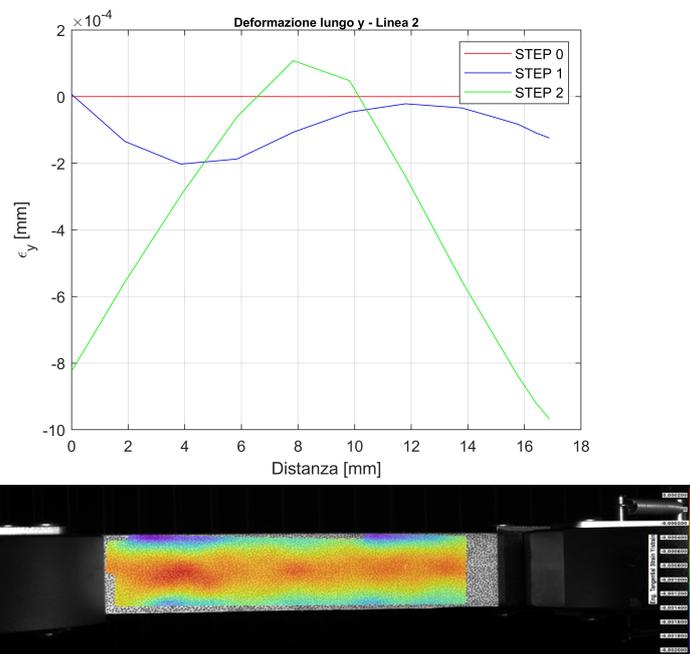


Figura 7.81: Deformazione lungo y, provino sinusoidale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

La figura 7.87 mostra l'andamento degli spostamenti lungo l'asse y rispetto alla linea 2. Essi risultano lineari, partendo da un valore massimo per poi diminuire man mano che si procede lungo il provino.

### 7.6.5 | Provino con fibre circolari

#### ■ Spostamento lungo x - Linea 1.

La figura 7.88 mostra gli andamenti degli spostamenti lungo l'asse x riferiti alla linea 1. Si vede come essi siano lineari. Essi aumentano man mano che ci spostiamo lungo le ascisse.

#### ■ Deformazione lungo x - Linea 1.

La figura 7.89 mostra gli andamenti delle deformazioni lungo l'asse x riferiti alla linea 1. Essi risultano abbastanza costanti al centro e maggiori nella parte laterale. Per lo step 1 risultano pressochè costanti. Nella figura 7.90 si mostra la rottura del provino. La rottura non è visibile nelle immagini delle deformazioni, in quanto il software ha terminato la ripresa prima che la rottura sopraggiungesse, ma è visibile un aumento della deformazione lungo l'asse.

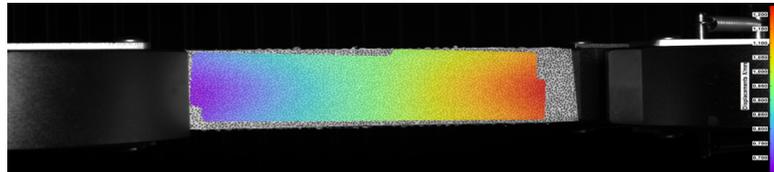
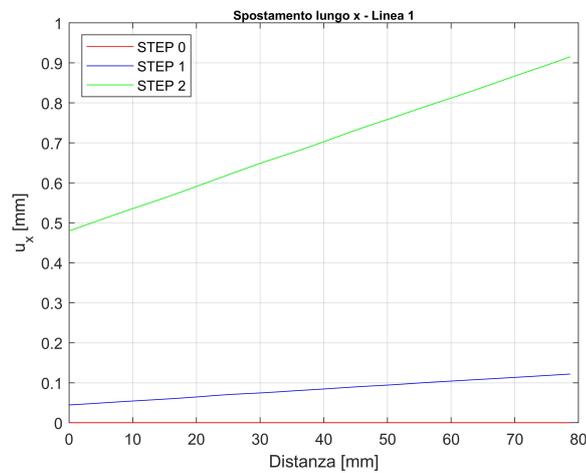


Figura 7.82: Spostamento lungo  $x$ , provino convenzionale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

■ Deformazione lungo  $y$  - Linea 1.

La figura 7.91 mostra l'andamento delle deformazioni lungo l'asse  $y$ , le quali sono maggiori dove le fibre sono uniassiali. Il provino si restringe maggiormente al centro dove le fibre sono assiali in quanto non vi è la presenza di fibre trasversali che tengono.

■ Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson.

La figura 7.92 mostra l'andamento del modulo di elasticità e del coefficiente di Poisson. Valgono le stesse considerazioni esposte precedentemente.

■ Deformazioni lungo  $y$  - Linea 2

Si noti dalla figura 7.91 come le deformazioni siano praticamente costanti.

■ Spostamenti lungo  $y$  - Linea 2

Dalla figura 7.94 si nota come gli spostamenti siano, lungo l'asse  $y$  inerente alla linea 2, pressochè costanti per gli step 0 e 1, mentre, lineare per lo step 2.

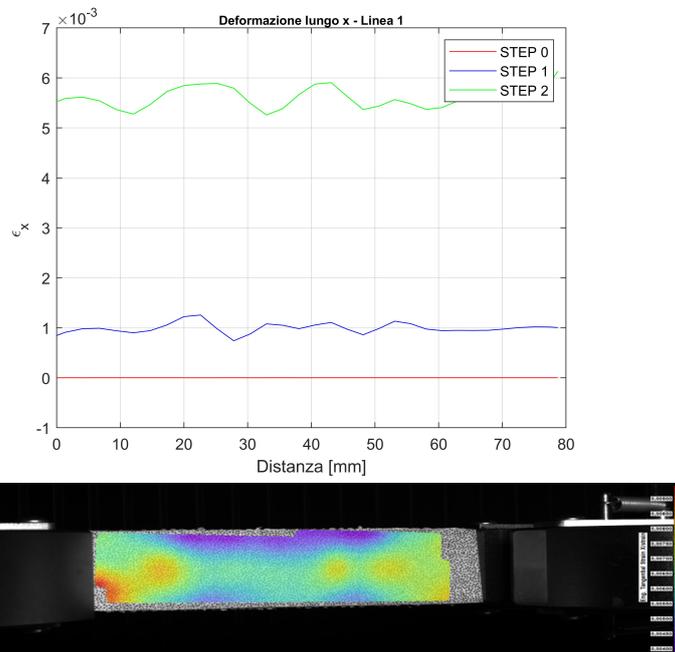


Figura 7.83: Deformazione lungo x, provino convenzionale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

### 7.6.6 | Provino con fibre a $\pm 45^\circ$

#### ■ Spostamento lungo x - Linea 1.

Nella figura 7.95 vengono visualizzati gli andamenti degli spostamenti lungo l'asse x in riferimento alla linea 1. Si noti come l'andamento rispecchi molto bene la legge di laminazione delle fibre.

#### ■ Deformazione lungo x - Linea 1.

La figura 7.96 mostra l'andamento delle deformazioni lungo l'asse x riferite alla linea 1. Si noti come il gradiente sia concentrato al centro del provino dove le fibre sono disposte a  $\pm 45^\circ$ . Al centro del provino avremo quindi un massi, indice del fatto che il provino si deforma maggiormente.

#### ■ Deformazione lungo y - Linea 1.

La figura 7.97 mostra l'andamento delle deformazioni lungo y riferite alla linea 1. Notiamo come le deformazioni siano minime al centro. Il provino si comprime nella zona centrale dove è concentrato il gradiente e le fibre sono disposte a  $\pm 45^\circ$

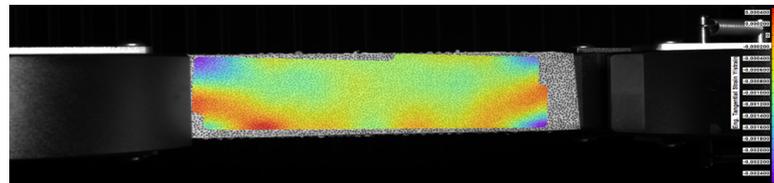
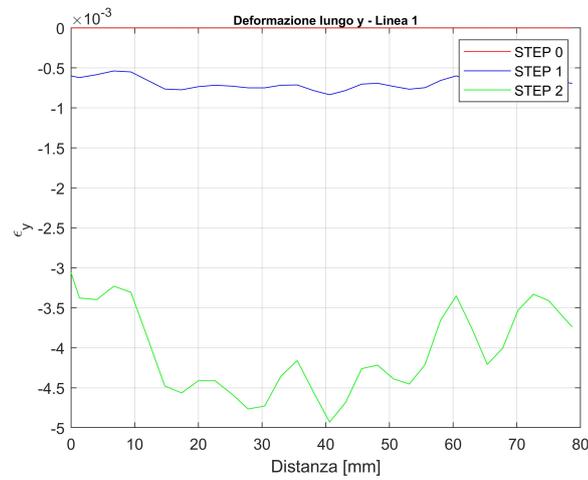


Figura 7.84: Deformazione lungo y, provino convenzionale - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

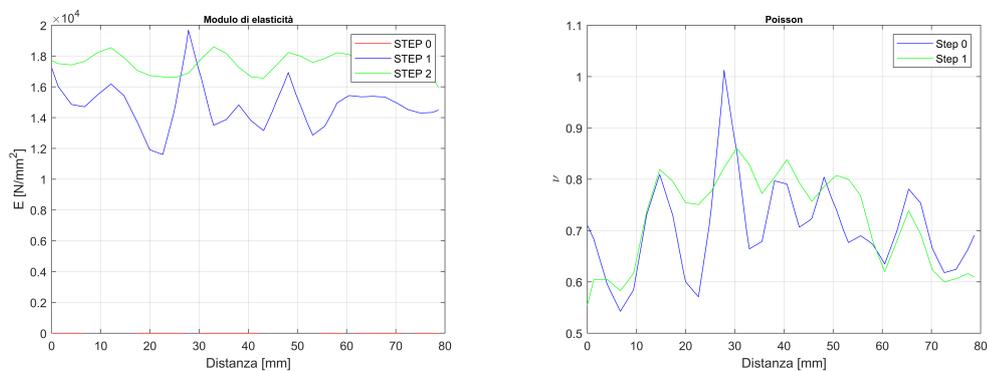


Figura 7.85: Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino sinusoidale.

■ Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson.

L'andamento del modulo di elasticità e del coefficiente di Poisson sono visibili nella figura 7.98. Valgono le stesse considerazioni fatte precedentemente.

■ Deformazioni lungo y - Linea 2

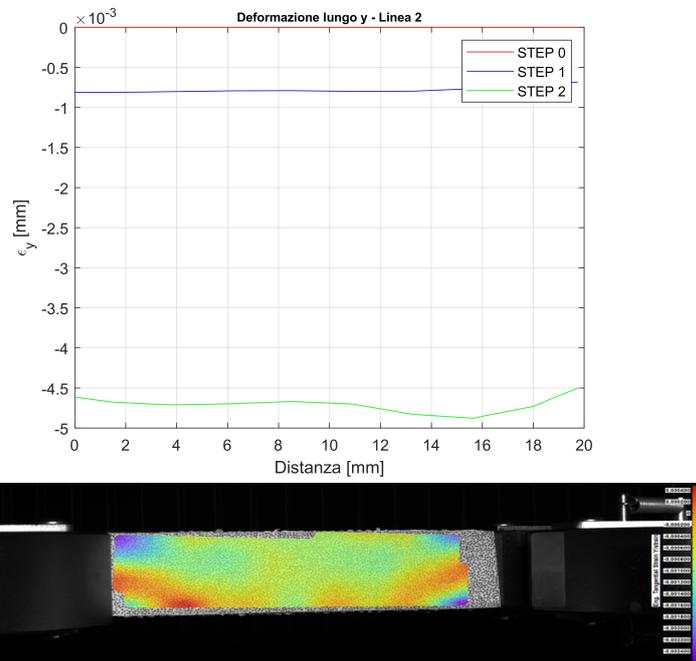


Figura 7.86: Deformazione lungo y, provino convenzionale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

L'andamento delle deformazioni lungo y riferite alla linea 2 sono visibili nella figura 7.99. Si nota che il gradiente è concentrato nella zona centrale dove le fibre sono disposte a  $\pm 45^\circ$ . In particolare, nello step 2 abbiamo un minimo, indice del fatto che il provino si restringe maggiormente.

#### ■ Spostamenti lungo y - Linea 2

La figura 7.100 mostra gli spostamenti lungo y riferiti alla linea 2. Si nota come essi partano da un valore alto per arrivare a un valore basso come evidente dalla immagine fornita dalla DIC.

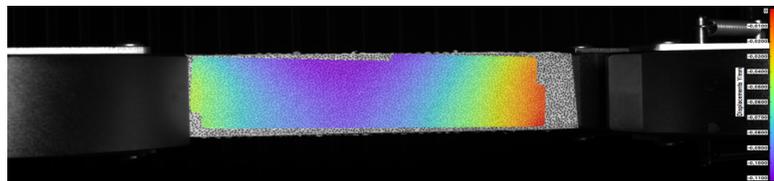
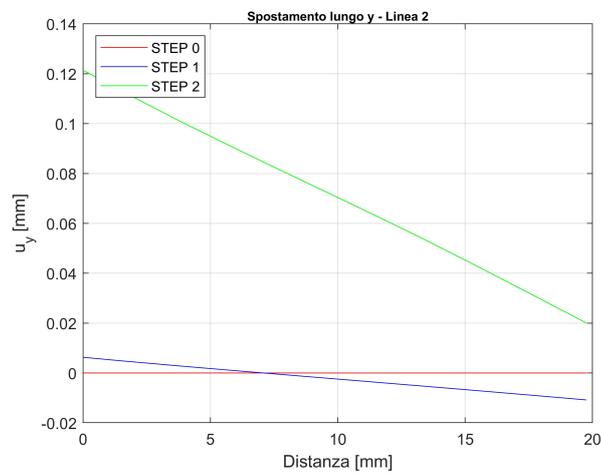


Figura 7.87: Spostamenti lungo  $y$ , provino convenzionale - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

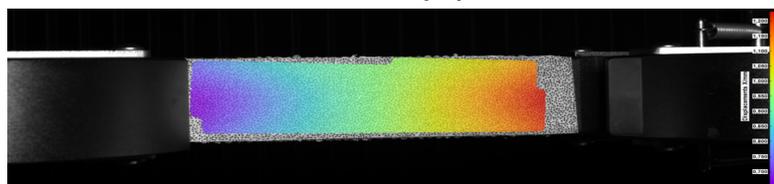
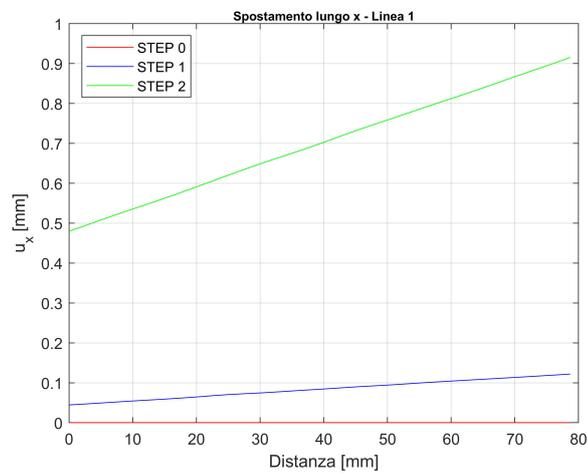


Figura 7.88: Spostamento lungo  $x$ , provino circolare - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

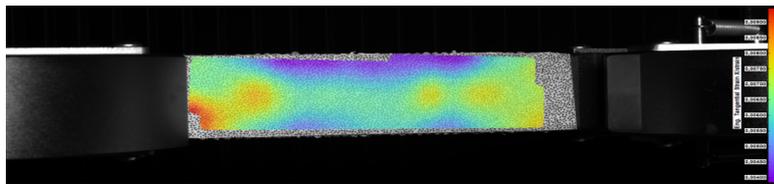
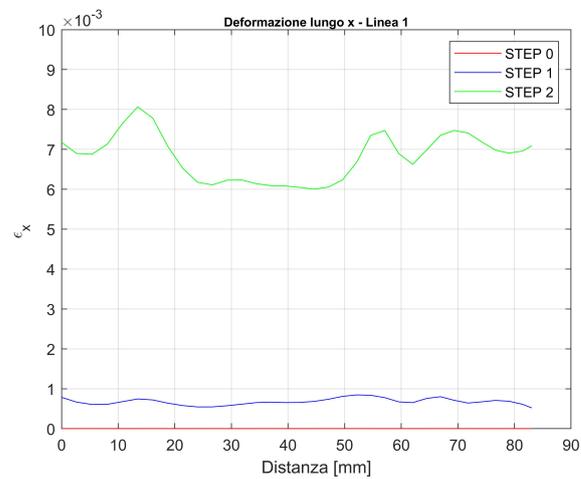


Figura 7.89: Deformazione lungo  $x$ , provino circolare - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.



Figura 7.90: Rottura del provino con fibre circolari.

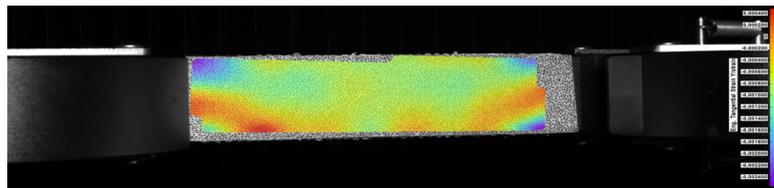
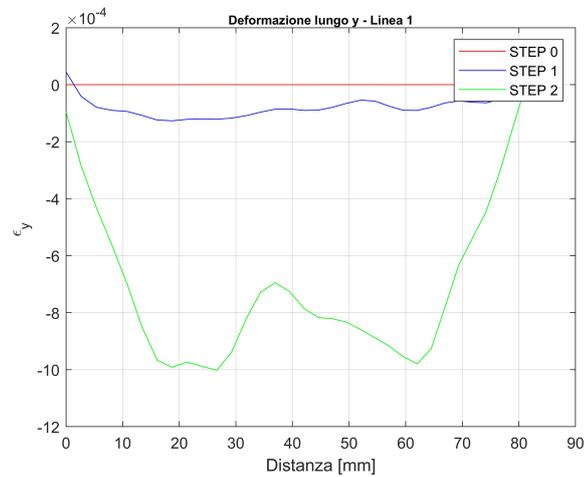


Figura 7.91: Deformazione lungo y, provino circolare - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

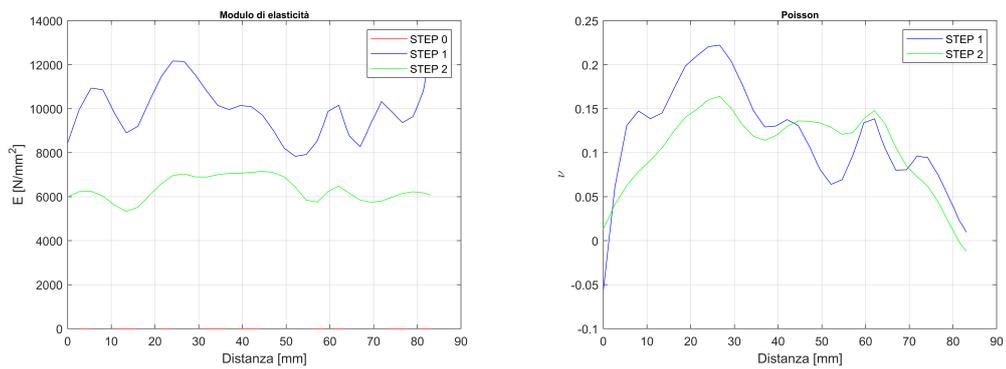


Figura 7.92: Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino circolare.

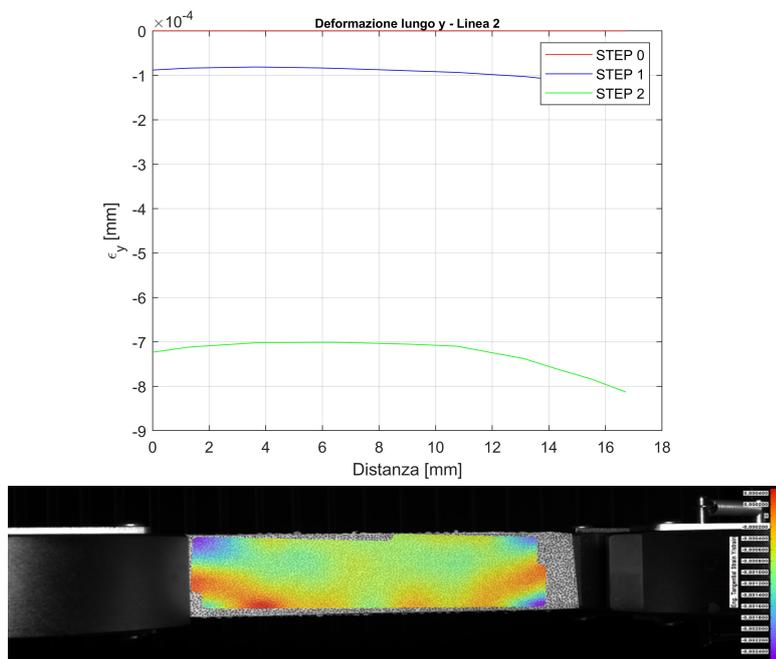


Figura 7.93: Deformazione lungo y, provino circolare - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

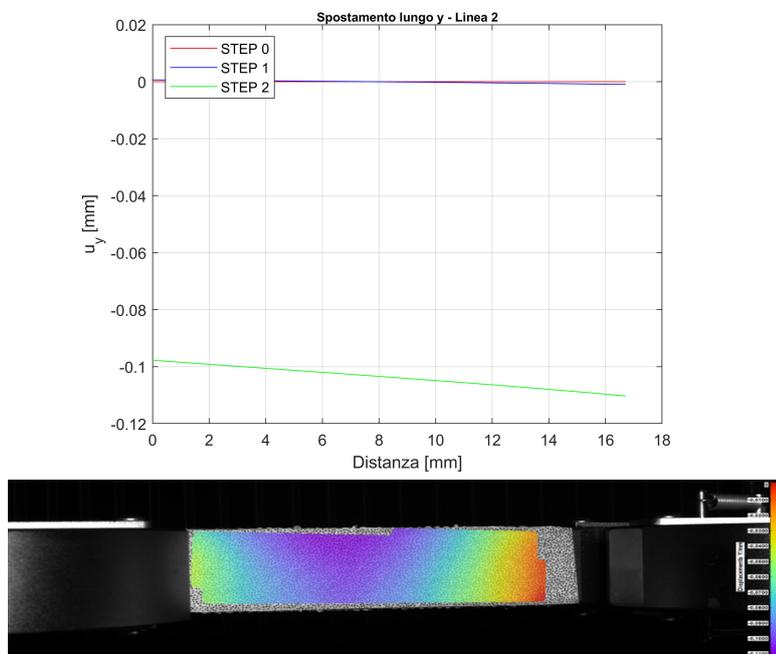


Figura 7.94: Spostamenti lungo y, provino circolare - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

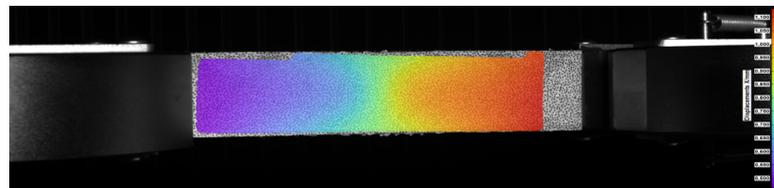
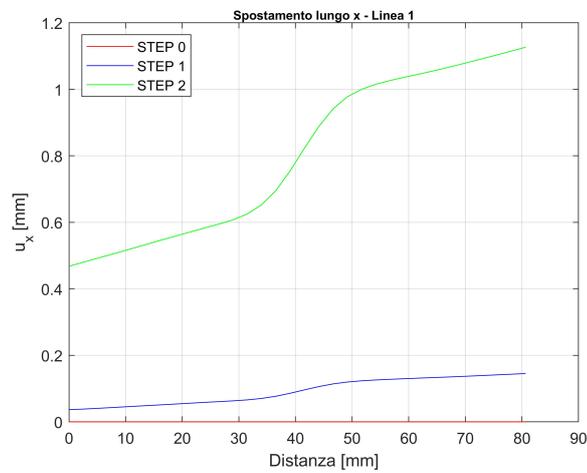


Figura 7.95: Spostamento lungo x, provino con fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

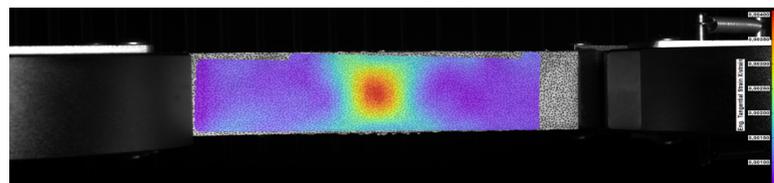
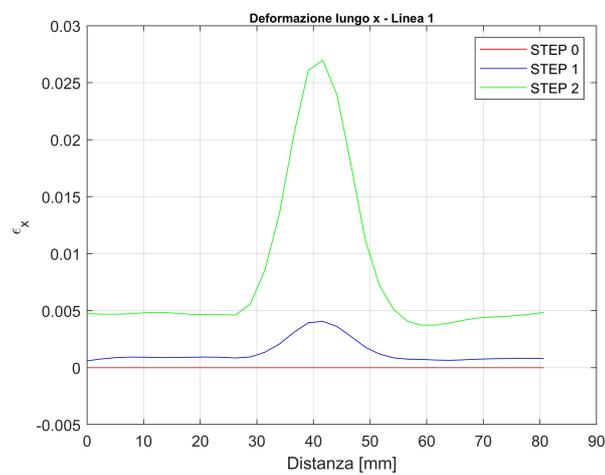


Figura 7.96: Deformazione lungo x, provino con fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

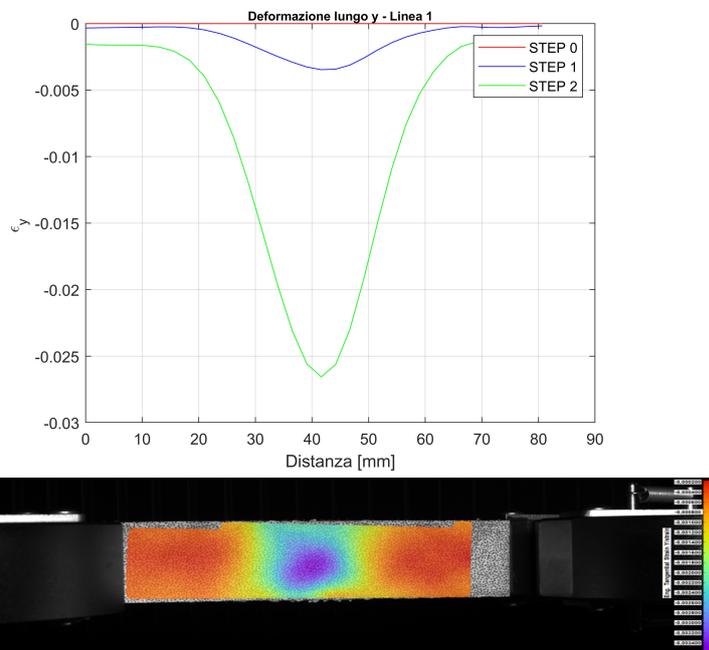


Figura 7.97: Deformazione lungo y, provino con fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 1. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

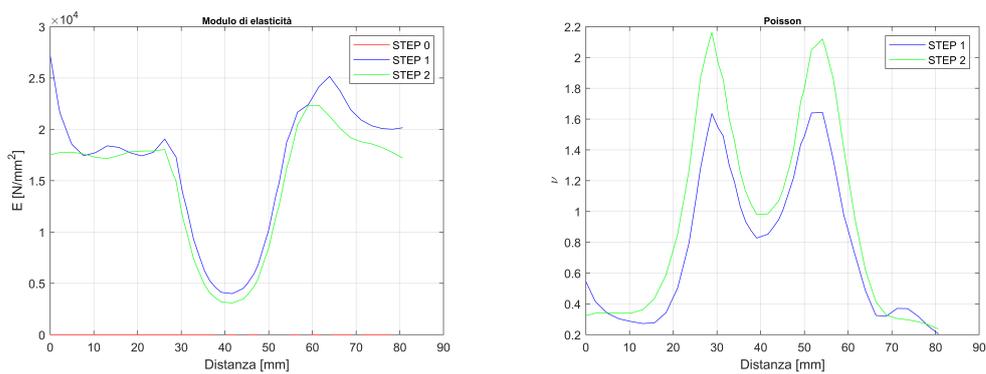


Figura 7.98: Modulo di elasticità a sinistra e coefficiente di Poisson a destra, provino con fibre a  $\pm 45^\circ$ .

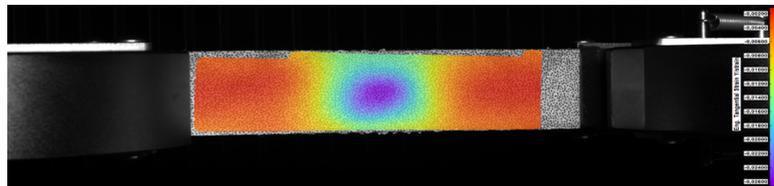
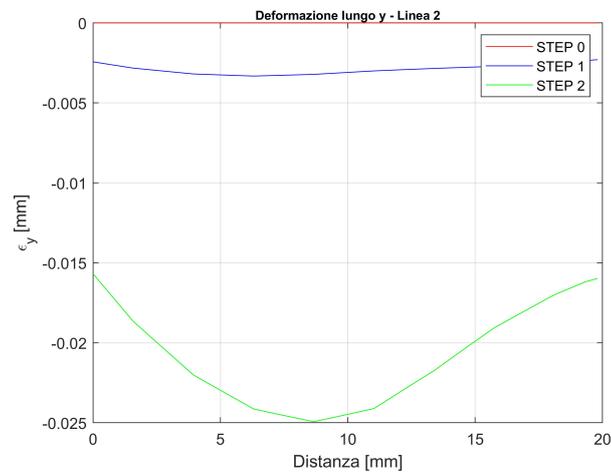


Figura 7.99: Deformazione lungo y, provino con fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.

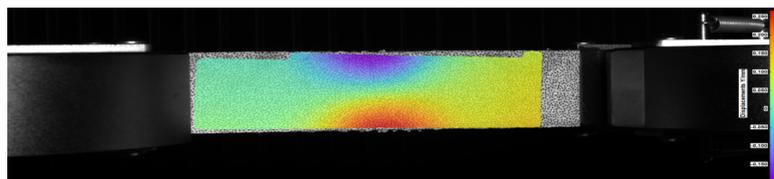
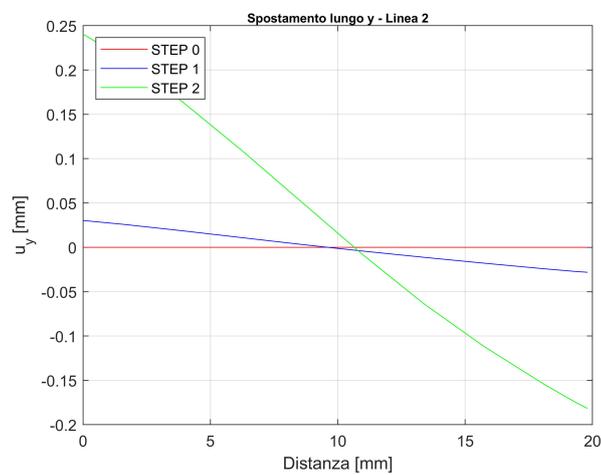


Figura 7.100: Spostamenti lungo y, provino con fibre a  $\pm 45^\circ$  - Linea 2. In alto il grafico realizzato con *MatLab*, in basso l'immagine ottenuta tramite DIC.



## THREE POINT BENDING SPERIMENTALE

Per effettuare la prova di *three point bending* si utilizza una classica trave a I. L'immagine 8.1 riporta l'assieme sviluppato in *SolidWorks*, mentre, l'immagine 8.2 ne riporta le dimensioni. Ovviamente, per evitare l'accartocciamento del provino durante il test, sono stati inseriti delle flange.

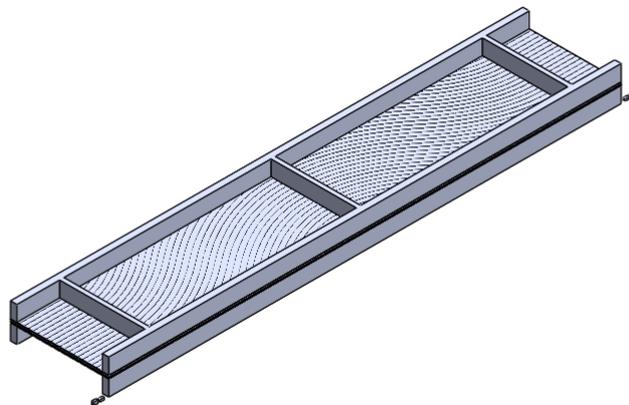


Figura 8.1: Assieme per prova di flessione.

Anche in questo caso per poter stampare il pezzo, il quale vedrà diversi *infill*, bisogna utilizzare delle geometrie ausiliarie che permetteranno di stampare le varie parti alla corretta distanza rispetto al *bed*.

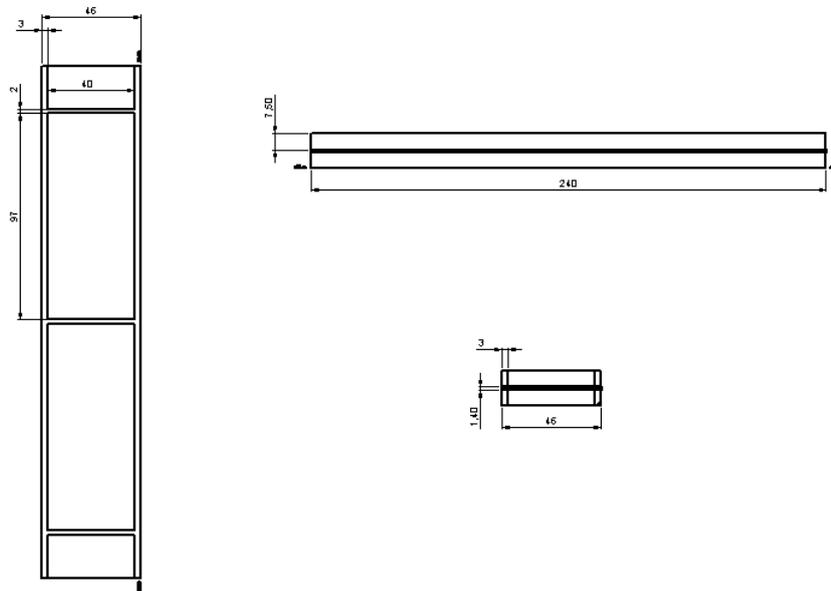


Figura 8.2: Quote assieme per prova di flessione.

Poiché la struttura in figura 8.1 non può essere stampata come un singolo componente, in quanto l'*infill* sarà diverso tra *tab* e piastra centrale, dovremo suddividere la struttura in tre parti:

- Flangia superiore
- Anima centrale
- Flangia inferiore

Ai componenti sopra elencati aggiungeremo delle geometrie sacrificali, evidenti nella figura 8.1 per poter stampare alla corretta altezza i tre componenti. Avremo quindi tre assiami composti da:

- Flangia inferiore

Verrà stampato sul letto della stampante, con un *infill* solido e con supporti. La tabella 8.1 mostra le specifiche della parte da immettere come input su *Eiger.io*, mentre, la figura 8.3 mostra la parte CAD visualizzata dal software.

- Anima + geometrie sacrificali

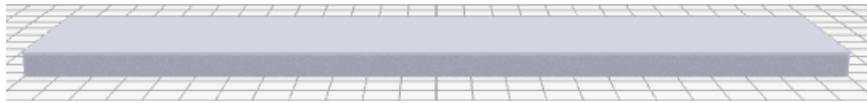


Figura 8.3: Visualizzazione flangia inferiore da *Eiger.io*

Material	Onyx
Reinforcement material	None
Use support	Sì
Fill pattern	Solid fill
Fill density	100%
Wall layers	2

Tabella 8.1: Specifiche flangia inferiore su *Eiger.io*.

Le geometrie sacrificali fungono da elemento ausiliario per poter indicare alla stampante la distanza corretta a cui stampare l'anima. La piastra vede una *stacking sequence* rappresentata in figura 8.4. Verrà stampata con un riempimento triangolare a una distanza di  $7.5\text{mm}$  dalla base e senza supporti. Le specifiche da inserire su *Eiger.io* sono elencate nelle tabelle ??, mentre, la figura 8.5 mostra la parte CAD visualizzata.

PIENO	0,1 mm
A	0,2 mm
PIENO	0,2 mm
-A	0,4 mm
PIENO	0,2 mm
A	0,2 mm
PIENO	0,1 mm
<hr/>	
	1,4 mm

Figura 8.4: *stacking sequence* delle piastre.

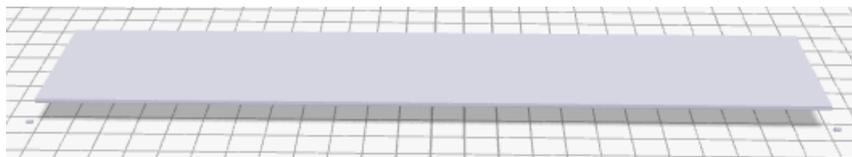


Figura 8.5: Dettaglio anima e geometrie sacrificali su *Eiger.io*

- Flangia superiore + geometrie sacrificali

Anima Convenzionale	Material	Onyx
	Reinforcement material	Kevlar
	Use support	No
	Fill pattern	Triangular fill
	Fill density	100%
	Wall layers	0
	Roof and floor layers	1
	Total fiber layers	8
	Fiber fill type	Isotropic fiber
	Concentric fiber rings	2

Tabella 8.2: Specifiche anima con fibre  $0^\circ / 90^\circ / 90^\circ / 0^\circ$  su *Eiger.io*.

Anima Convenzionale	Material	Onyx
	Reinforcement material	Kevlar
	Use support	No
	Fill pattern	Triangular fill
	Fill density	100%
	Wall layers	0
	Roof and floor layers	1
	Total fiber layers	8
	Fiber fill type	Concentric fiber
	Concentric fiber rings	2

Tabella 8.3: Specifiche anima VAT su *Eiger.io*.

Le geometrie sacrificali fungono da elemento ausiliario per poter indicare alla stampante la distanza corretta a cui stampare la flangia. Esso verrà stampato a una distanza di  $4.4mm$  dalla base e vedrà un *infill* solido senza supporti. Le specifiche da inserire su *Eiger.io* sono elencate nella tabella 8.4, mentre, la figura 8.6 mostra la parte CAD visualizzata.

Material	Onyx
Reinforcement material	None
Use support	No
Fill pattern	Solid fill
Fill density	100%
Wall layers	2

Tabella 8.4: Specifiche flangia superiore.

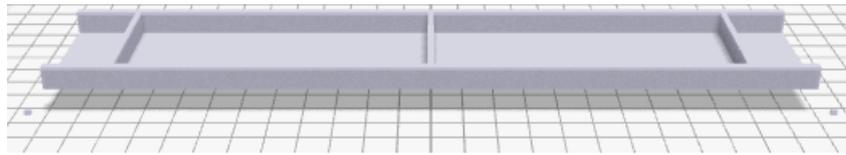


Figura 8.6: Dettaglio flangia superiore e geometrie sacrificali su *Eiger.io*

Una volta realizzati gli assiemi, salvati in formato *.stl* e importati su *Eiger.io*, si costruisce la *build* ottenendo la figura 8.7.

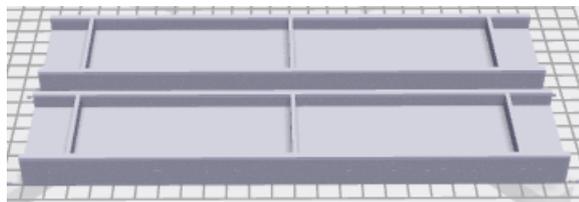


Figura 8.7: Build dell'assieme su *Eiger.io*

Il prototipo è quindi pronto per la stampa. La tabella 8.5 mostra le specifiche di stampa in termini di massa, volumi di fibra, tempo impiegato e costo, mentre, la figura 8.8 mostra il processo di stampa e il prodotto finale.

Tempo di stampa	1g6h
Volume di Onyx	103.05cm <sup>3</sup>
Volume di kevlar	15.91cm <sup>3</sup>
Costo	62.72 USD

Tabella 8.5: Specifiche assieme.



Figura 8.8: Stampa dei provini a sinistra, provini stampati a destra

Per effettuare la prova di flessione gli steps successivi da effettuare sono:

- Rimozione dei supporti.
- Posizionare il *pattern* nella zona in cui vogliamo acquisire le immagini tramite la *Digital Imaging Correlation*, quindi, nella zona centrale dei provini.
- Posizionare il provino nella macchina di flessione.
- Settare la *DIC* e la macchina di flessione.

## 8.1 | Settaggi

Per quanto concerne il settaggio della *Digital Imaging correlation*, si seguono gli stessi passaggi effettuati in precedenza, mentre, per il settaggio della macchina per effettuare la prova di *three point bending*, una volta scelto come metodo *flessione*, inseriremo i seguenti parametri:

- Alla voce *test control* attiviamo la label *preload*, su *control mode* e *rate* selezioniamo rispettivamente *displacement* e  $2\frac{mm}{min}$ .
- Alla voce *pre-test* immettiamo i dati riportati in tabella 8.6.

Changeover criteria	Measurement event
Measurement	Force
Value	2N

Tabella 8.6: Pre-test.

- Alla voce *test*, selezioniamo la label *ramp*, su *control mode* immettiamo *displacement* e su *rate* il valore di  $2\frac{mm}{min}$ .
- sulle voci *end of test 1* e *end of test 2* immettiamo rispettivamente i valori indicati nella tabella 8.7.
- Il resto del settaggio è analogo al settaggio per della macchina di trazione, in questo caso però avremo i parametri elencati nella tabella 8.8

Effettuat i settaggi si procede alla prova di flessione. La figura 8.9 mostra la macchina di flessione utilizzata e l'inizio della prova.

Effettuata la prova, si procede al *post-processing* la cui procedura è già stata riportata precedentemente. La figura 8.10 mostra i 5 punti equidistanti utilizzati per esaminare i risultati.

End of test 1	Criteria	Measurement rate
	Measurement Value	Force
	Sensitivity	2N 40%
End of test 2	Criteria	Measurement level
	Measurement Value	Flexure displacement
	Sensitivity	2N 35%

Tabella 8.7: End of test.

Misurazioni disponibili	Tempo, spostamenti, spostamenti flessionali, stress flessionale, deformazioni flessionali
Parametri selezionati	Forza massima, nel preset e a rottura
Risultati selezionati	Rottura, forza al preset, forza nel punto di picco, spostamento alla rottura, tempo alla rottura
Misurazioni selezionate	Tempo, spostamenti, forza e spostamenti flessionali

Tabella 8.8: Parametri.



Figura 8.9: Strumentazione e inizio della prova di *three point bending*.

## 8.2 | Analisi dei risultati

Le immagini 8.12 mostrano la delaminazione a seguito della prova, mentre, le immagini 8.11 mostrano la deformazione della trave.

Dalla figura 8.11 si vede chiaramente la deformazione della centina e del pannello, il quale, è chiaramente in *buckling*. Si noti che la centina si deforma nella parte anteriore

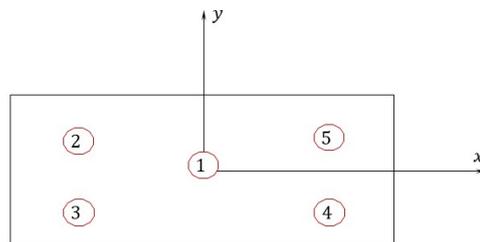
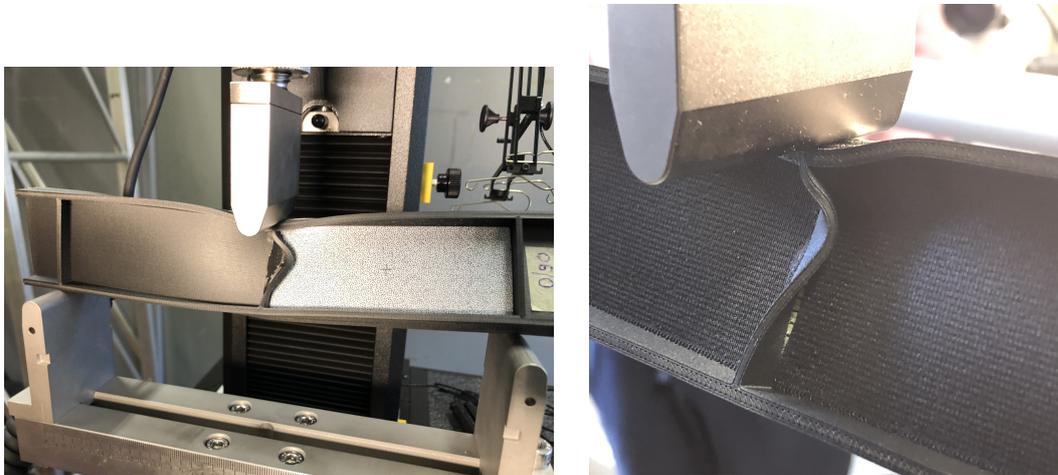


Figura 8.10: Punti di riferimento.

Figura 8.11: Rottura a seguito della prova di *three point bending*. A sinistra la trave con le fibre a  $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ , a destra la trave VAT.

della trave convenzionale, mentre, si deforma nella parte posteriore nella trave VAT. Si noti come la deformazione segua il classico andamento di taglio di tale struttura.

Dalla figura 8.12 si nota come la trave VAT si delamini di meno in quanto più rigida, mentre, la trave a  $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$  presenta una delaminazione più importante.

### 8.2.1 | Spostamento flessionale in funzione del tempo

La figura 8.13 mostra lo spostamento in funzione del tempo; notiamo che esso è lineare. Poichè la struttura VAT è più rigida, come vedremo, lo spostamento flessionale risulta minore rispetto allo spostamento flessionale della trave convenzionale.



Figura 8.12: Delaminazione a seguito della prova di *three point bending*. A sinistra la trave a  $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ , a destra la trave VAT.

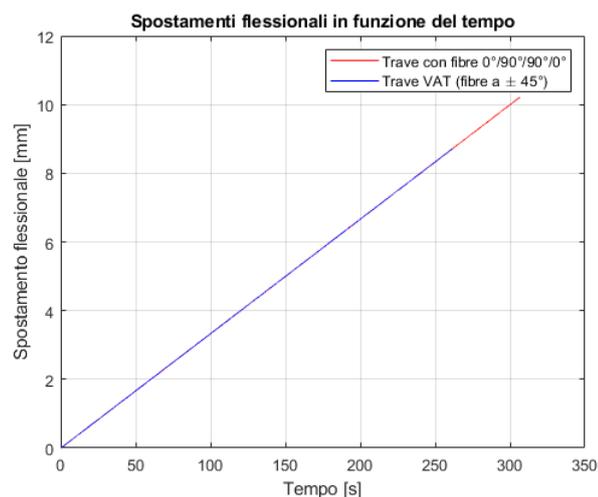


Figura 8.13: Spostamento flessionale in funzione del tempo.

### 8.2.2 | Forza in funzione del tempo e dello spostamento

Dalla figura 8.14 mostra l'andamento della forza in funzione del tempo per la trave convenzionale e per quella VAT. Si nota che inizialmente la curva è appiattita, indice della rugosità del pezzo.

Successivamente la forza tende ad aumentare, arriva a un massimo, evidenziato in figura tramite dei cerchi, di  $2.47kN$  per la trave convenzionale e di  $2.62kN$  per la trave VAT e poi decade. Il decadimento iniziale della forza è indice del fenomeno di *buckling*. La struttura non è più in grado di sopportare altri carichi e lo spostamento aumenta anche se diminuisce il carico. La forza poi tende ad appiattirsi a causa della rigidità

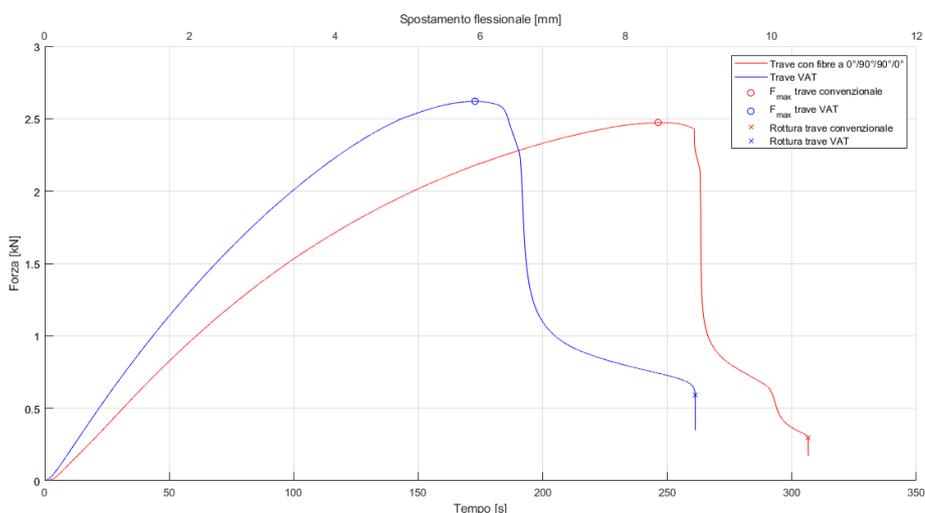


Figura 8.14: Forza in funzione del tempo e dello spostamento.

residua. Essa può essere immaginata come la rigidità della struttura senza pannelli, i quali, non lavorano più perchè in *buckling*. A un certo punto i supporti verticali cedono e si giunge a rottura, evidenziata in figura tramite una *x*. Si noti, infine, come, a parità di carico, la trave VAT si deforma di meno rispetto alla trave convenzionale, infatti, la pendenza, e quindi la rigidità della trave VAT risulta maggiore della trave convenzionale. La tabella 8.9 riassume i valori della forza massima, del relativo tempo, della forza e del tempo a rottura, nonché lo spostamento massimo e lo spostamento che la struttura ha al sopraggiungere della rottura.

	VAT	Fibre a 0°/90°/90°/0°
Forza massima [kN]	2.62	2.47
Forza ala rottura [N]	594.27	294.70
Tempo alla $F_{max}$ [s]	172.78	246.28
Tempo alla rottura [s]	261.14	306.52
Spostamento alla $F_{max}$ [mm]	5.75	8.20
Spostamento alla rottura [mm]	9.20	10.5

Tabella 8.9: Forza, spostamento e tempo di picco, forza, tempo e spostamento alla rottura.

Nei sottoparagrafi successivi verranno analizzati i grafici di spostamento e deformazione nei 5 punti indicati in figura 8.10. Ogni immagine è correlata con la rispettiva immagine fornita dalla DIC in tre istanti temporali diversi:

- Prima del *buckling*.
- Durante il fenomeno d'instabilità.
- Successivamente al fenomeno d'instabilità.

Gli step verranno denominati come "step 1", "step 2" e "step 3". Nel grafico quest'ultimi verranno caratterizzati da una linea tratteggiata parallela all'asse delle forze.

### 8.2.3 | Spostamento lungo x

La figura 8.15 mostra l'andamento dello spostamento lungo l'asse x nei 5 punti indicati in figura 8.10 per la trave convenzionale. Si nota che lo spostamento risulta piccolo, in particolare, il punto 3 risulta in trazione, mentre il punto 4 risulta in compressione nel breve tratto finale. I punti 1 e 2, inizialmente in trazione, giungono in compressione, in quanto lo spostamento passa da positivo a negativo. Il punto 5 è il punto con andamento più negativo rispetto a tutti gli altri punti.

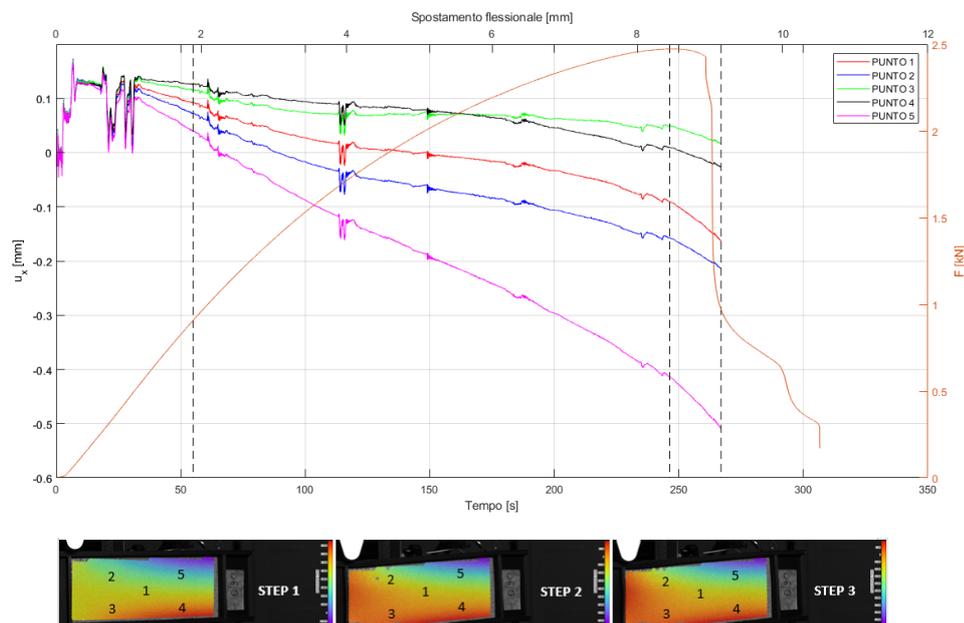


Figura 8.15: Spostamento lungo x, trave a 0°/90°/90°/0°.

La figura 8.16 mostra l'andamento dello spostamento lungo l'asse x nei 5 punti indicati in figura 8.10 per la trave VAT. Notiamo che i punti 1, 2 e 5 hanno un andamento simile, fortemente negativo, tendendo ad andare, quindi, quasi subito in compres-

sione, mentre, il punto 4, risulta in larga misura in trazione, in quanto il valore dello spostamento è positivo. Il punto 3 risulta intermedio agli altri punti.

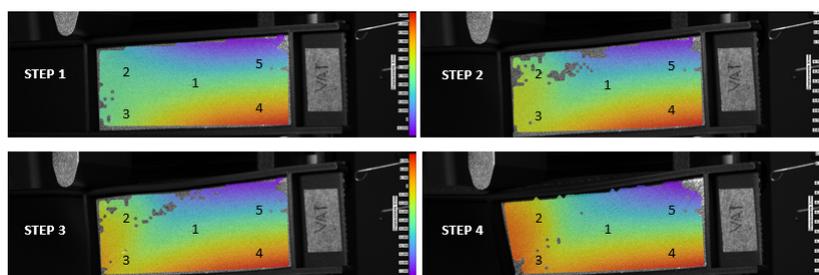
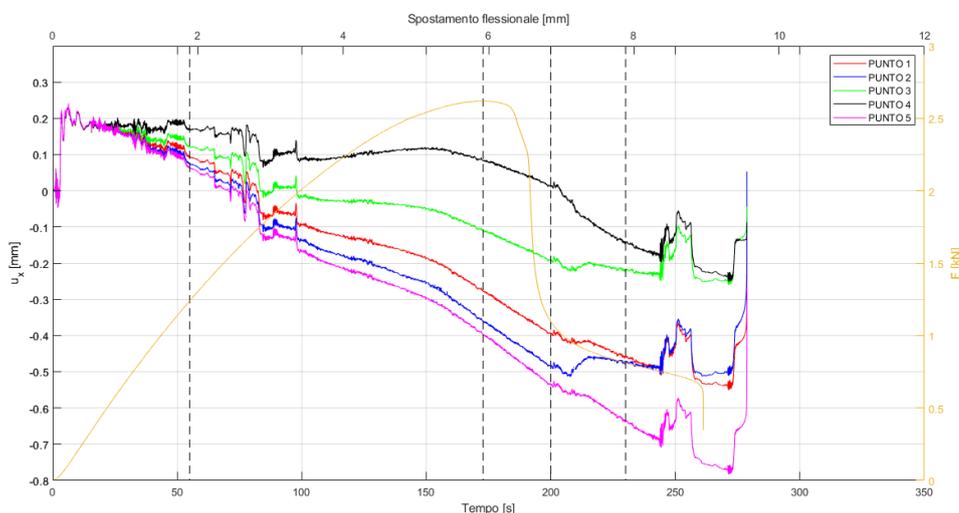


Figura 8.16: Spostamento lungo x, trave VAT.

### 8.2.4 | Spostamento lungo y

La figura 8.17 mostra l'andamento dello spostamento lungo l'asse y nei 5 punti indicati in figura 8.10 per la trave convenzionale. Si noti come il valore sia negativo e lineare in quanto lo spostamento è verticale. Notiamo che i punti 5 e 4 hanno un andamento praticamente sovrapponibile, così come i punti 3 e 2. Il punto 1 ha un andamento compreso tra gli andamenti degli altri punti.

La figura 8.18 mostra l'andamento dello spostamento lungo l'asse x nei 5 punti indicati in figura 8.10 per la trave VAT. L'andamento è pressochè simile al caso convenzionale.

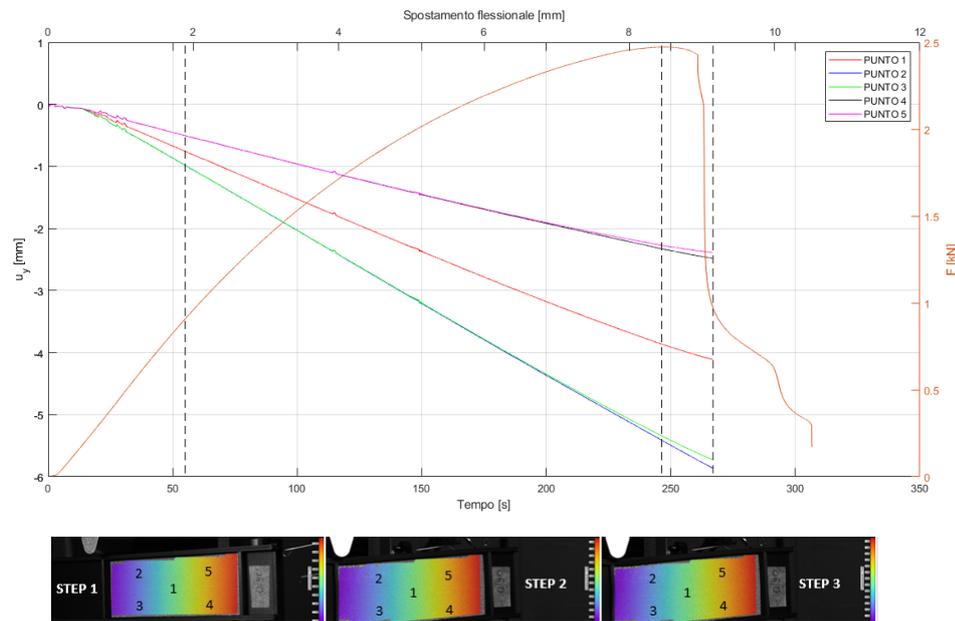


Figura 8.17: Spostamento lungo  $y$ , trave a  $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ .

### 8.2.5 | Spostamento lungo $z$

La figura 8.19 mostra lo spostamento fuori dal piano nei 5 punti considerati dalla figura 8.10 per la trave convenzionale. Si noti come esso sia, nel primo tratto, rettilineo. Ciò è indice di una difettologia piccola o isotropa che fa sì che la struttura non si deformi fuori dal piano fino al punto di instabilità. Raggiunto il punto di instabilità gli spostamenti non sono più rettilinei, ma bensì divergono: si instaura il fenomeno del *buckling*. In particolare si nota che il punto 2 diverge verso il basso, mentre, il punto 4 diverge verso l'alto. Pertanto, la forma modale del *buckling* presenta due bolle, ben visibili nelle immagini ottenute tramite la *Digital Imaging Correlation*. I restanti punti non si muovono molto fuori dal piano.

La figura 8.20 mostra lo spostamento fuori dal piano nei 5 punti considerati dalla figura 8.10 per la trave VAT. Si noti come lo spostamento risulti rettilineo e negativo nel primo tratto, successivamente, all'insorgere del *buckling* le curve divergono, ma questa volta, tutte nella stessa direzione, il che significa che una disposizione delle fibre a  $\pm 45^\circ$  genera un *buckling* con la presenza di una sola semionda. Ciò è ben visibile dall'immagine ottenuta tramite DIC, la quale mostra chiaramente la presenza di un'unica bolla. Nel *postbuckling* lo spostamento si impenna fortemente, in quanto i supporti cedono e si giunge a rottura. La struttura, quindi, si inclina in avanti presentando una forte torsione nel punto 2, il cui andamento, in termini di spostamento fuori dal piano, si impenna

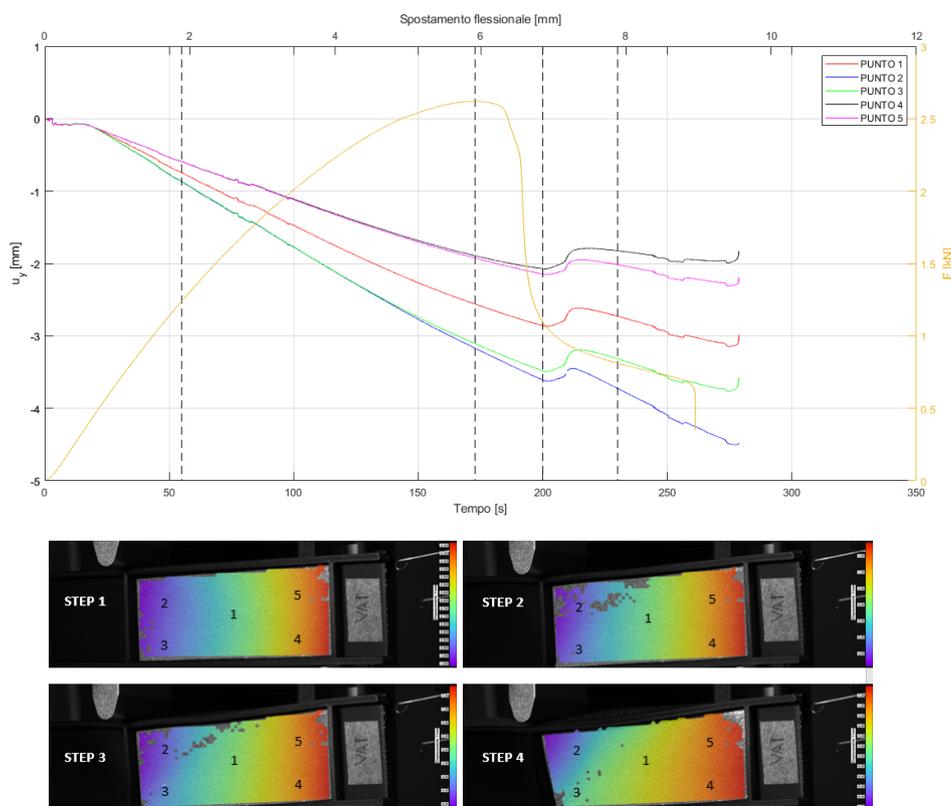


Figura 8.18: Spostamento lungo y, trave VAT.

fortemente, come ben visibile dall'immagine *MatLab* ma anche dall'immagine ricavata attraverso la DIC, in quanto la zona dove è collocato il punto 2 risulta di colore rosso.

### 8.2.6 | Deformazione lungo x

La figura 8.21 mostra l'andamento della deformazione lungo l'asse x nei 5 punti considerati dalla figura 8.10 per la trave convenzionale. L'andamento è un andamento a "farfalla". Si noti, con l'ausilio dell'immagini fornite dalla DIC, come il punto 4 sia in trazione, il punto 3 sia inizialmente in trazione e poi vada in compressione, il punto 2 sia in compressione: esso è il primo punto ad andare in *buckling* ed è anche il punto in cui è presente fibra a 0°, dunque, in questa zona avremo una maggiore deformazione. I punti 1 e 5 sono in compressione.

La figura 8.22 mostra l'andamento della deformazione lungo l'asse x nei 5 punti considerati dalla figura 8.10 per la trave VAT. Si noti con l'ausilio delle immagini fornite dalla DIC come i punti 1,3 e 4 siano inizialmente in trazione e, nella zona finale, quando

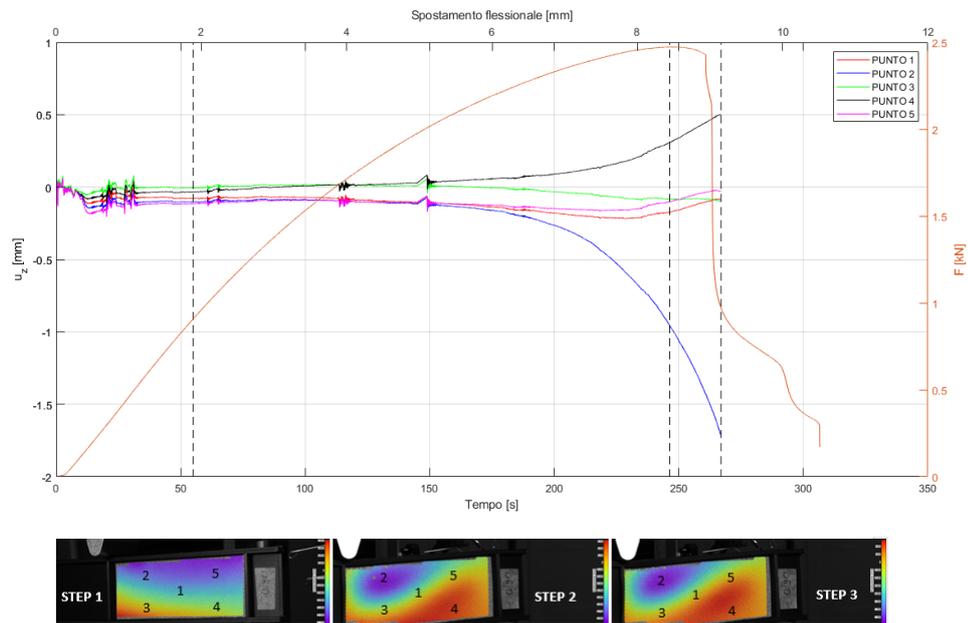


Figura 8.19: Spostamento lungo  $z$ , trave a  $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ .

sopraggiunge la rottura, essi vadano in compressione. Il punto 5 inizialmente è rettilineo per poi andare in compressione seguendo l'andamento dei punti 1, 3 e 4. Anche in questo caso il punto 2, che va in compressione, risulta il punto con l'andamento più negativo di tutti, in quanto è collocato nella zona di maggior deformazione.

### 8.2.7 | Deformazione di taglio

La figura 8.23 mostra l'andamento della deformazione di taglio nei 5 punti considerati dalla figura 8.10 per la trave convenzionale. Si noti come l'andamento è pressoché simile per tutti i punti. I punti 1 e 3 presentano un andamento sovrapponibile che tende leggermente a variare nella parte finale, dove l'andamento del punto 3 supera, di poco, l'andamento del punto 1. Tutti gli andamenti presentano valori elevati di taglio. Le fibre a  $0^\circ$  si deformano di più a taglio rispetto al centro che si deforma meno. Tutto il taglio è concentrato sul pannello.

La figura 8.24 mostra l'andamento della deformazione lungo l'asse  $x$  nei 5 punti considerati dalla figura 8.10 per la trave VAT. Anche in questo caso l'andamento è simile per tutti i punti, ma il valore del taglio risulta nettamente inferiore al caso convenzionale. Il punto 2 ha un valore del taglio che è maggiore rispetto a tutti gli altri punti, ma, come appena detto, minore del punto 2 nel caso convenzionale. Essendo il primo punto andare in *buckling* ed essendo collocato nella zona con più fibra a  $0^\circ$ , è il punto che si

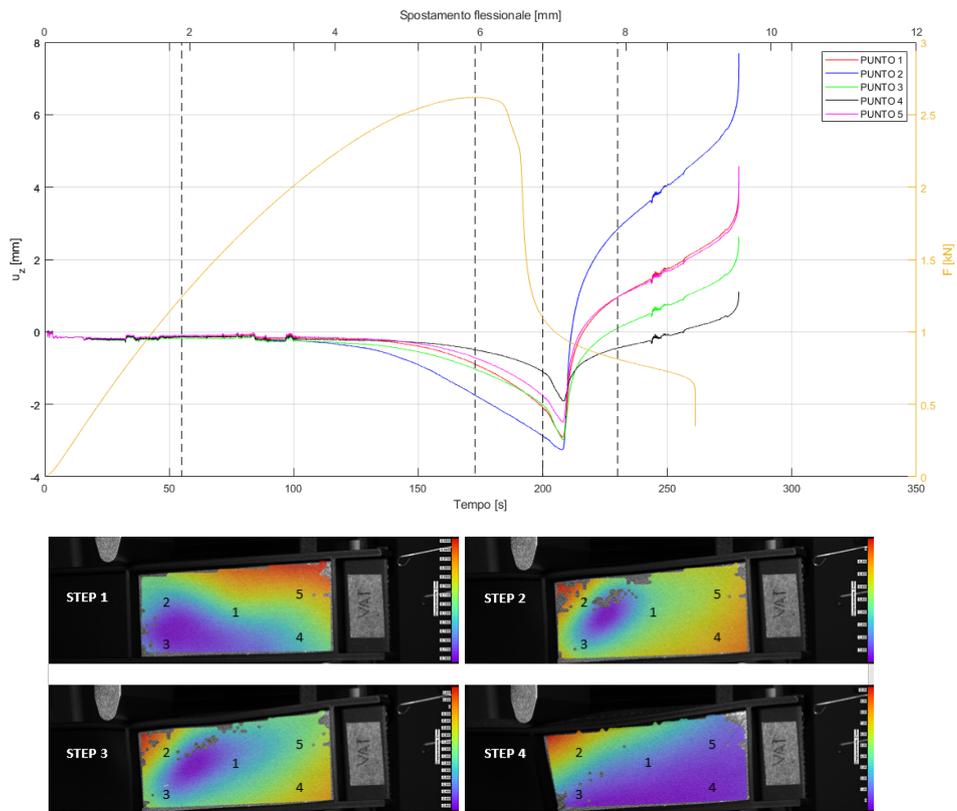


Figura 8.20: Spostamento lungo z, trave VAT.

deforma maggiormente. Il massimo del taglio è all'estremità, dove le fibre sono disposte a  $\pm 45^\circ$  si ha un minimo. Essendo la deformazione di taglio minore rispetto al caso convenzionale, la struttura, più rigida, si abbasserà di meno.

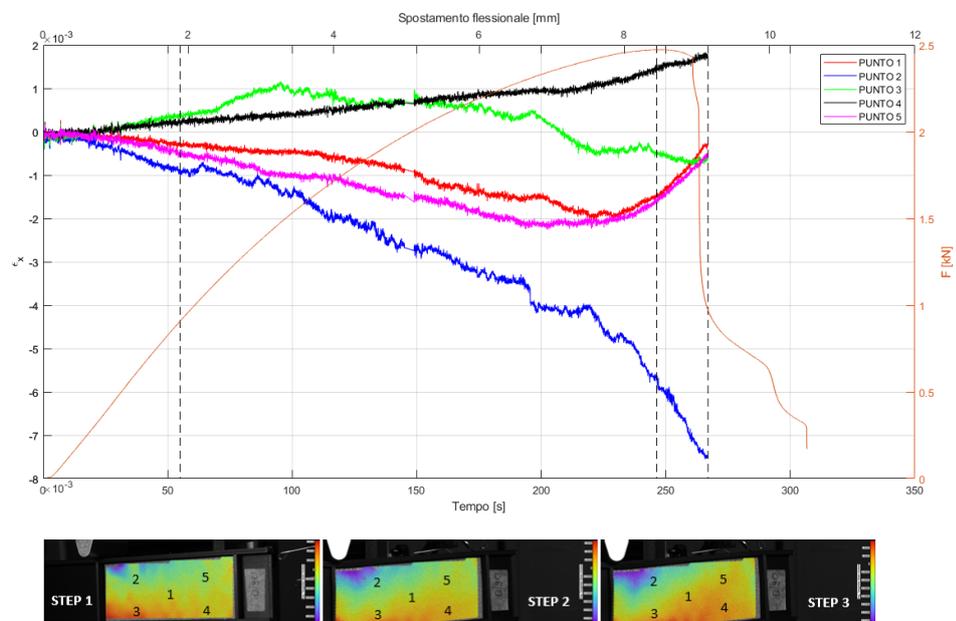


Figura 8.21: Deformazione lungo x, trave a 0°/90°/90°/0°.

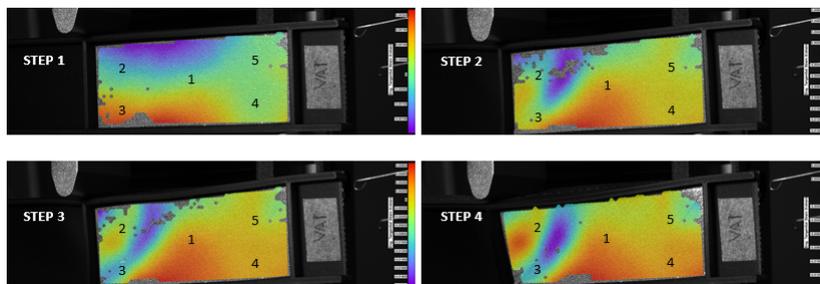
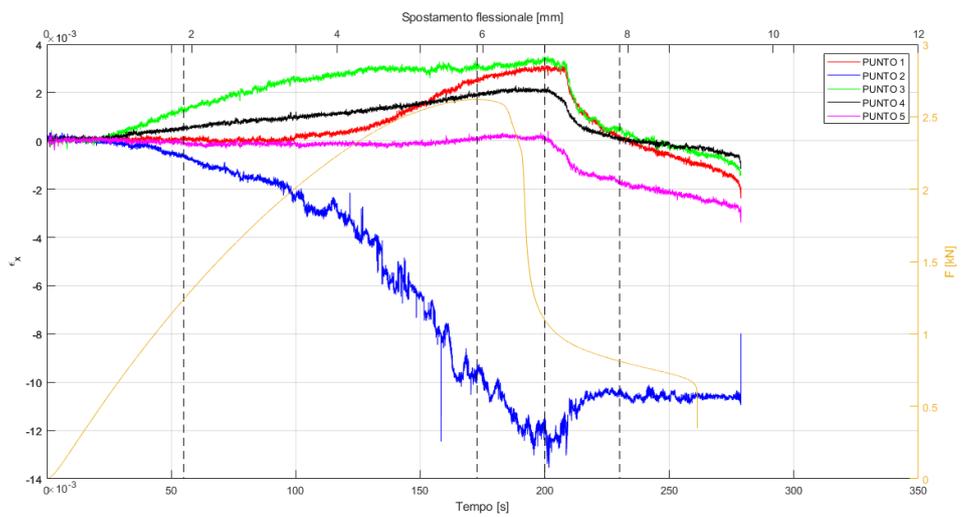


Figura 8.22: Deformazione lungo x, trave VAT.

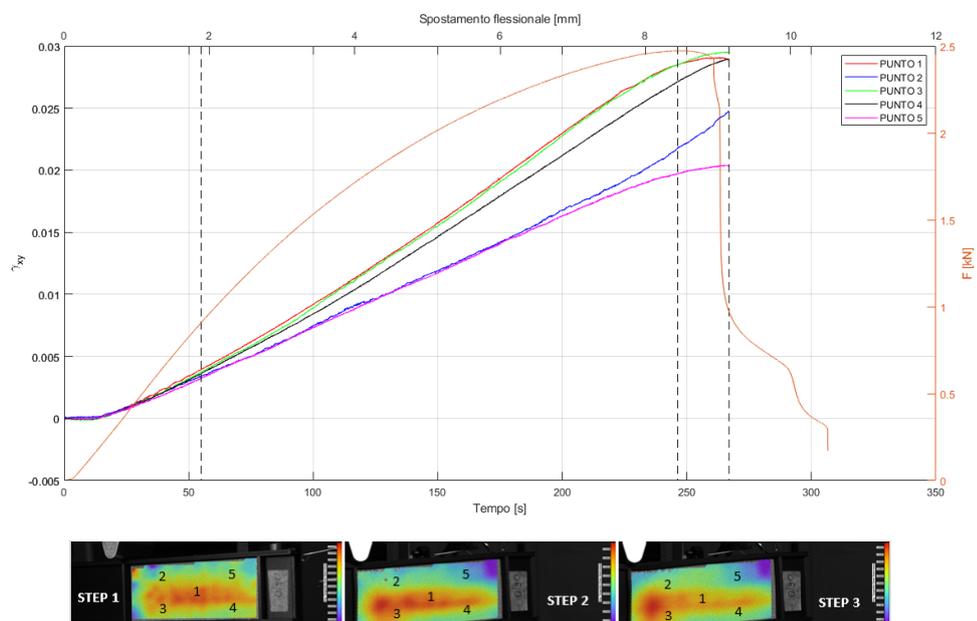


Figura 8.23: Deformazione di taglio, trave a 0°/90°/90°/0°.

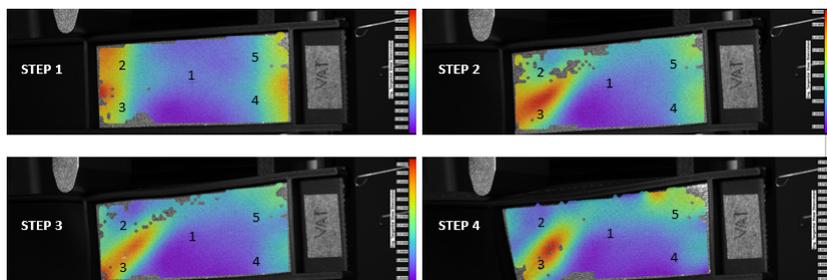
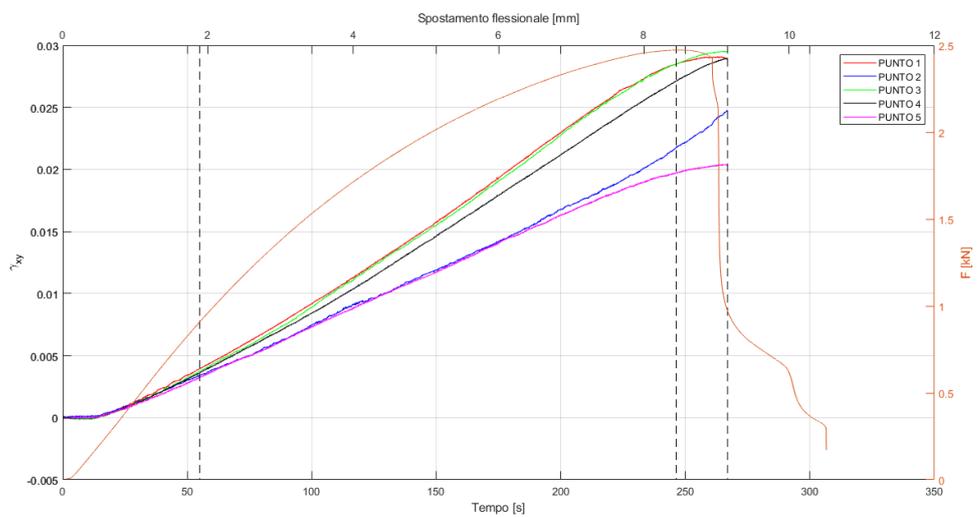


Figura 8.24: Deformazione di taglio, trave VAT.

## CONCLUSIONI

Questo lavoro di tesi si è focalizzato su una classe di materiali compositi denominati *Variable angle tow* (VAT). Essi sono caratterizzati da layer con fibre che seguono un percorso curvilineo.

La variazione dell'orientamento della fibra garantisce la continuità della fibra ed evita i bruschi cambiamenti dei comportamenti meccanici della struttura composita.

Risulta chiaro che per poter studiare una struttura costituita da strati con vari orientamenti delle fibre, occorre dapprima modellizzarla.

Poichè la stampa di tali strutture necessita di superfici fisiche su cui poter disporre la fibra, si sono studiati metodi atti a ciò, come per esempio, la creazione di tagli fittizi in modo tale che la fibra segua un percorso curvilineo.

A questo punto ci troviamo di fronte a un bivio: aumentando il numero di tagli con una semplice traslazione, la distanza tra due sentieri curvilinei non risulta costante, per cui, vi saranno zone più ricche di fibre e zone più ricche di matrice. Infatti, traslando la curva le fibre centrali saranno molto più vicine rispetto alle fibre ai lati, in quanto, geometricamente, si sta traslando una curva con pendenze differenti. Viceversa, diminuendo il numero di tagli da traslare, aumentano gli effetti di bordo. Inoltre, l'inserimento di fibre lungo un sentiero curvilineo provoca inevitabilmente dei difetti.

Per questi motivi si è studiata una disposizione che andasse a minimizzare quest'ultimi: anzichè usare una semplice traslazione, si è usata una proiezione di tutti i punti appartenenti alla curva in modo normale alla stessa. In tale modo, la distanza tra due

*tow* adiacenti rimane costante. Ciò fa sì che i difetti di bordo e i *gaps* che prima venivano a crearsi vengano minimizzati, permettendo una disposizione della fibra più uniforme.

Si è quindi analizzato un parallelo tra piastre in cui la curva madre, usata per creare i tagli fittizi, veniva dapprima traslata. Si sono, quindi, analizzati i difetti, quali, per esempio, cambiamento di densità, imperfezioni dovute al taglio e all'oscillazione della fibra, deformazioni dovute al raffreddamento etc. per poi minimizzarli usando il comando di *offset* che permette la proiezione della curva mantenendo la distanza tra i sentieri curvilinei costante.

Successivamente si è analizzato l'andamento dell'angolo di orientamento delle fibre e la frazione in volume di fibra. Si è riscontrato che essa dipende non solo dalla distanza tra i *tow*, ma anche dal metodo con cui si *shifta* la curva. Inoltre, si è visto come i due metodi, di traslazione e proiezione, portino conseguenze differenti, permettendo o meno una maggiore - o minore - presenza di fibra e il mantenimento o meno dell'angolo di orientamento delle fibre.

Si sono poi affrontate prove sperimentali di trazione e di flessione modellizzando provini con sentieri curvilinei diversi, ad esempio, per le prove di trazione si sono creati provini con disposizione delle fibre a  $\pm 45^\circ$ , con andamento sinusoidale e circolare.

Dalle prime prove sperimentali si è visto come sia possibile regolare la rigidità della struttura. La struttura VAT presenta una rigidità maggiore e gli andamenti di spostamento e deformazione seguono molto bene l'andamento della disposizione delle fibre. Si è inoltre visto come una semplice trave non ci permetta di acquisire, attraverso la *Digital Imaging Correlation*, i risultati ricavati dalla prova di trazione, quindi, si è modellizzata una struttura che fosse geometricamente più vicina a un provino convenzionale usato per le prove di trazione.

Si sono, quindi, introdotti due elementi denominati *tab*. In questo modo le fibre risultano più isolate e si riesce a limitare le interferenze con le ganasce, le quali, deformando il provino internamente, fornivano problematiche di acquisizione. Si è anche analizzato l'effetto del *manufacturing* in termini di distanza da un piano ottimale, nonché l'andamento degli spostamenti e delle deformazioni, che, come accennato poc'anzi, seguono molto bene l'andamento dell'angolo di variazione delle fibre.

Dall'esperienza con la prova di *three point bending* emerge come a parità di peso la

trave VAT abbia una rigidità maggiore rispetto al caso convenzionale, infatti, a parità di carico si deforma di meno. L'insorgere dell'instabilità si ha pressochè per lo stesso valore di carico, il quale risulta leggermente maggiore per il caso VAT. Tuttavia, le forme sono differenti: nel caso convenzionale avremo un'instabilità che presenta due semionde, nel caso VAT un'instabilità con una sola semionda.

Per quanto concerne il taglio, esso viene retto meglio nella trave VAT che vede una deformazione a taglio molto più piccola di quella presente nella trave convenzionale. Proprio per questo motivo la struttura, più rigida, si inflette di meno.

In conclusione possiamo affermare che l'effetto del VAT risulta importante, in quanto la struttura risulta essere più rigida. Riusciamo, inoltre, a influenzare il comportamento di *buckling* in termini di forme modali.

Il processo di stampa 3D risulta molto buono in quanto abbiamo un comportamento stabile all'inizio e un *buckling* marcato con una risposta lineare.



---

## Bibliografia

- [1] Mostafa M Abdalla, Shahriar Setoodeh, and Zafer Gürdal. Design of variable stiffness composite panels for maximum fundamental frequency using lamination parameters. *Composite structures*, 81(2):283–291, 2007.
- [2] S Adali, A Richter, and VE Verijenko. Optimization of shear-deformable laminated plates under buckling and strength criteria. *Composite structures*, 39(3-4):167–178, 1997.
- [3] S Adali, EB Summers, and VE Verijenko. Optimisation of laminated cylindrical pressure vessels under strength criterion. *Composite structures*, 25(1-4):305–312, 1993.
- [4] Daniel O'Hare Adams and Steven J Bell. Compression strength reductions in composite laminates due to multiple-layer waviness. *Composites science and Technology*, 53(2):207–212, 1995.
- [5] Hamed Akhavan and Pedro Ribeiro. Natural modes of vibration of variable stiffness composite laminates with curvilinear fibers. *Composite Structures*, 93(11):3040–3047, 2011.
- [6] Hamed Akhavan and Pedro Ribeiro. Geometrically non-linear periodic forced vibrations of imperfect laminates with curved fibres by the shooting method. *Composites Part B: Engineering*, 109:286–296, 2017.
- [7] Ahmad Alhajahmad, Mostafa M Abdalla, and Zafer Gürdal. Design tailoring for pressure pillowing using tow-placed steered fibers. *Journal of aircraft*, 45(2):630–640, 2008.
- [8] Ahmad Alhajahmad, Mostafa M Abdalla, and Zafer Gürdal. Optimal design of tow-placed fuselage panels for maximum strength with buckling considerations. *Journal of Aircraft*, 47(3):775–782, 2010.
- [9] CA Conceição António and Luísa N Hoffbauer. Uncertainty assessment approach for composite structures based on global sensitivity indices. *Composite Structures*, 99:202–212, 2013.
- [10] Michael Bannister. Challenges for composites into the next millennium—a reinforcement perspective. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 32(7):901–910, 2001.
- [11] Stephen M Barr and Justin W Jaworski. Optimization of tow-steered composite wind turbine blades for static aeroelastic performance. *Renewable Energy*, 139:859–872, 2019.

- [12] Charles W Bert and Victor Birman. Dynamic instability of shear deformable antisymmetric angle-ply plates. *International Journal of Solids and Structures*, 23(7):1053–1061, 1987.
- [13] Bharat Bhushan and Matt Caspers. An overview of additive manufacturing (3d printing) for microfabrication. *Microsystem Technologies*, 23(4):1117–1124, 2017.
- [14] Sherrill B Biggers and Sundar Srinivasan. Compression buckling response of tailored rectangular composite plates. *AIAA journal*, 31(3):590–596, 1993.
- [15] Sherrill B Biggers Jr and Thomas M Browder Jr. Buckling-load interaction in tailored composite plates. *Composites Engineering*, 4(7):745–761, 1994.
- [16] Victor Birman. Dynamic stability of unsymmetrically laminated rectangular plates. *Mechanics research communications*, 12(2):81–86, 1985.
- [17] Chiara Bisagni and Riccardo Vescovini. Analytical formulation for local buckling and post-buckling analysis of stiffened laminated panels. *Thin-Walled Structures*, 47(3):318–334, 2009.
- [18] Adriana W Blom, Mostafa M Abdalla, and Zafer Gürdal. Optimization of course locations in fiber-placed panels for general fiber angle distributions. *Composites Science and Technology*, 70(4):564–570, 2010.
- [19] Adriana W Blom, Claudio S Lopes, Peter J Kromwijk, Zafer Gurdal, and Pedro P Camanho. A theoretical model to study the influence of tow-drop areas on the stiffness and strength of variable-stiffness laminates. *Journal of composite materials*, 43(5):403–425, 2009.
- [20] Adriana W Blom, Shahriar Setoodeh, Jan MAM Hol, and Zafer Gürdal. Design of variable-stiffness conical shells for maximum fundamental eigenfrequency. *Computers & structures*, 86(9):870–878, 2008.
- [21] ADRIANA W Blom, Patrick B Stickler, and Z Gurdal. Design and manufacture of a variable-stiffness cylindrical shell. In *Proceedings of the SAMPE Europe 30th International Conference, 1-8.(2009)*. SAMPE Europe, 2009.
- [22] Adriana Willempje Blom. Structural performance of fiber-placed, variable-stiffness composite conical and cylindrical shells. 2010.
- [23] VV Bolotin. The dynamic stability of elastic systems. *American Journal of Physics*, 33(9):752–753, 1965.
- [24] Christopher J Brampton, K Chauncey Wu, and H Alicia Kim. New optimization method for steered fiber composites using the level set method. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 52(3):493–505, 2015.
- [25] Erasmo Carrera. Theories and finite elements for multilayered plates and shells: a unified compact formulation with numerical assessment and benchmarking. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 10(3):215–296, 2003.
- [26] Erasmo Carrera and Angelo Ciuffreda. A unified formulation to assess theories of multilayered plates for various bending problems. *Composite Structures*, 69(3):271–293, 2005.

- [27] Erasmo Carrera, Alfonso Pagani, Marco Petrolo, and Enrico Zappino. Recent developments on refined theories for beams with applications. *Mechanical Engineering Reviews*, 2(2):14–00298, 2015.
- [28] Anita Catapano, Boris Desmorat, and Paolo Vannucci. Stiffness and strength optimization of the anisotropy distribution for laminated structures. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 167(1):118–146, 2015.
- [29] Anita Catapano and Marco Montemurro. On the correlation between stiffness and strength properties of anisotropic laminates. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 26(8):651–660, 2019.
- [30] Anita Catapano and Marco Montemurro. Strength optimisation of variable angle-tow composites through a laminate-level failure criterion. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 187(3):683–706, 2020.
- [31] Anita Catapano, Marco Montemurro, Jean-Arnaud Balcou, and Enrico Panettieri. Rapid prototyping of variable angle-tow composites. *Aerotecnica Missili & Spazio*, 98(4):257–271, 2019.
- [32] Xiaodong Chen, Zhangming Wu, Guojun Nie, and Paul Weaver. Buckling analysis of variable angle tow composite plates with a through-the-width or an embedded rectangular delamination. *International Journal of Solids and Structures*, 138:166–180, 2018.
- [33] Broderick H Coburn and Paul M Weaver. Buckling analysis, design and optimisation of variable-stiffness sandwich panels. *International journal of solids and structures*, 96:217–228, 2016.
- [34] Broderick H Coburn, Zhangming Wu, and Paul Weaver. Buckling analysis and optimization of blade stiffened variable stiffness panels. In *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, page 1438, 2015.
- [35] Broderick H Coburn, Zhangming Wu, and Paul M Weaver. Buckling analysis of stiffened variable angle tow panels. *Composite structures*, 111:259–270, 2014.
- [36] Enzo Cosentino and Paul Weaver. An enhanced single-layer variational formulation for the effect of transverse shear on laminated orthotropic plates. *European Journal of Mechanics-A/Solids*, 29(4):567–590, 2010.
- [37] Kaven Croft, Larry Lessard, Damiano Pasini, Mehdi Hojjati, Jihua Chen, and Ali Yousefpour. Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 42(5):484–491, 2011.
- [38] M Darvizeh, A Darvizeh, R Ansari, and CB Sharma. Buckling analysis of generally laminated composite plates (generalized differential quadrature rules versus rayleigh–ritz method). *Composite Structures*, 63(1):69–74, 2004.
- [39] Luciano Demasi, Giacomo Biagini, Federico Vannucci, Enrico Santarpia, and Rauno Cavallaro. Equivalent single layer, zig-zag, and layer wise theories for variable angle tow composites based on the generalized unified formulation. *Composite Structures*, 177:54–79, 2017.

- [40] Luciano Demasi, Giacomo Biagini, Federico Vannucci, Enrico Santarpia, and Rauno Cavallaro. Generalized unified formulation-based bending analysis of variable angle tow panels in the presence of hole. In *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, page 1706, 2018.
- [41] Sudip Dey, Tanmoy Mukhopadhyay, and Sondipon Adhikari. Stochastic free vibration analysis of angle-ply composite plates—a rs-hdmr approach. *Composite Structures*, 122:526–536, 2015.
- [42] Antoniomaria Di Ilio. *Prospettive della stampa 3d nell’ ingegneria*, 2016.
- [43] H-JA Lukaszewicz Dirk, Carwyn Ward, and Kevin D Potter. The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future. *Composites Part B: Engineering*, 43(3):997–1009, 2012.
- [44] Roger C Duffield and N Willems. Parametric resonance of stiffened rectangular plates. 1972.
- [45] O Falcó, JA Mayugo, CS Lopes, N Gascons, A Turon, and J Costa. Variable-stiffness composite panels: As-manufactured modeling and its influence on the failure behavior. *Composites Part B: Engineering*, 56:660–669, 2014.
- [46] Olben Falcó Salcines et al. Analysis of process-induced defects on steered-fiber panels for aeronautical applications. 2014.
- [47] Nicholas Fantuzzi, Michele Baccocchi, Francesco Tornabene, Erasmo Viola, and Antonio JM Ferreira. Radial basis functions based on differential quadrature method for the free vibration analysis of laminated composite arbitrarily shaped plates. *Composites Part B: Engineering*, 78:65–78, 2015.
- [48] Gerald Farin. *Curves and surfaces for computer-aided geometric design: a practical guide*. Elsevier, 2014.
- [49] Kazem Fayazbakhsh, Mahdi Arian Nik, Damiano Pasini, and Larry Lessard. Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by automated fiber placement. *Composite Structures*, 97:245–251, 2013.
- [50] D Feltin and K Gliesche. Preforms for composite parts made by tailored fibre placement. In *Proceedings of ICCM*, volume 11, 1997.
- [51] AJM Ferreira, CMC Roque, Erasmo Carrera, M Cinefra, and Olivier Polit. Radial basis functions collocation and a unified formulation for bending, vibration and buckling analysis of laminated plates, according to a variation of murakami’s zig-zag theory. *European Journal of Mechanics-A/Solids*, 30(4):559–570, 2011.
- [52] Gaetano Ferrentino. *3D Printing polimerico: impiego del Digital Light Processing ad alta temperatura*. PhD thesis, Politecnico di Torino, Italia, 2020.
- [53] Gaetano Giunta, Anita Catapano, and Salim Belouettar. Failure indentation analysis of composite sandwich plates via hierarchical models. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 15(1):45–70, 2013.
- [54] Gaetano Giunta, Anita Catapano, Salim Belouettar, P Vannucci, and Erasmo Carrera. Failure analysis of composite plates subjected to localized loadings via a unified formulation. *Journal of engineering mechanics*, 138(5):458–467, 2012.

- [55] Carroll Grant. Automated processes for composite aircraft structure. *Industrial Robot: An International Journal*, 2006.
- [56] RMJ Groh, Paul M Weaver, S White, Gangadharan Raju, and Zhangming Wu. A 2d equivalent single-layer formulation for the effect of transverse shear on laminated plates with curvilinear fibres. *Composite Structures*, 100:464–478, 2013.
- [57] RMJ Groh and PM Weaver. Buckling analysis of variable angle tow, variable thickness panels with transverse shear effects. *Composite Structures*, 107:482–493, 2014.
- [58] Zafer Guerdal and Reynaldo Olmedo. Composite laminates with spatially varying fiber orientations- 'variable stiffness panel concept'. In *33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, page 2472, 1992.
- [59] Zafer Gurdal and Reynaldo Olmedo. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations-variable stiffness concept. *AIAA journal*, 31(4):751–758, 1993.
- [60] Zafer Gürdal, Brian F Tatting, and CK Wu. Variable stiffness composite panels: effects of stiffness variation on the in-plane and buckling response. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 39(5):911–922, 2008.
- [61] M Hachemi, SM Hamza-Cherif, and A Houmat. Free vibration analysis of variable stiffness composite laminate plate with circular cutout. *Australian Journal of Mechanical Engineering*, pages 1–17, 2017.
- [62] Velaja B Hammer, MP Bendsøe, Robert Lipton, and Pauli Pedersen. Parametrization in laminate design for optimal compliance. *International Journal of Solids and Structures*, 34(4):415–434, 1997.
- [63] Falk Heinecke and Christian Willberg. Manufacturing-induced imperfections in composite parts manufactured via automated fiber placement. *Journal of Composites Science*, 3(2):56, 2019.
- [64] Jens Hinrichsen and Cesar Bautista. The challenge of reducing both airframe weight and manufacturing cost. *Air & Space Europe*, 3(3-4):119–121, 2001.
- [65] Shinya Honda, Teruki Igarashi, and Yoshihiro Narita. Multi-objective optimization of curvilinear fiber shapes for laminated composite plates by using nsga-ii. *Composites Part B: Engineering*, 45(1):1071–1078, 2013.
- [66] Shinya Honda and Yoshihiro Narita. Vibration design of laminated fibrous composite plates with local anisotropy induced by short fibers and curvilinear fibers. *Composite Structures*, 93(2):902–910, 2011.
- [67] Shinya Honda, Yoshihiro Narita, and Katsuhiko Sasaki. Maximizing the fundamental frequency of laminated composite plates with optimally shaped curvilinear fibers. *Journal of system design and dynamics*, 3(6):867–876, 2009.
- [68] A Houmat. Nonlinear free vibration analysis of variable stiffness symmetric skew laminates. *European Journal of Mechanics-A/Solids*, 50:70–75, 2015.

- [69] Jinhua Huang and RT Haftka. Optimization of fiber orientations near a hole for increased load-carrying capacity of composite laminates. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 30(5):335–341, 2005.
- [70] Anthony Bruce Hulcher, David M McGowan, Brian W Grimsley, Norman J Johnston, and Gail H Gordon. Processing and testing of thermoplastic composite cylindrical shells fabricated by automated fiber placement. 2001.
- [71] Michael W Hyer and HH Lee. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes. *Composite structures*, 18(3):239–261, 1991.
- [72] Michael W Hyer and HH Lee. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes. *Composite structures*, 18(3):239–261, 1991.
- [73] Michael W Hyer and HH Lee. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes. *Composite structures*, 18(3):239–261, 1991.
- [74] Ian Gibson Ian Gibson. *Additive manufacturing technologies 3D printing, rapid prototyping, and direct digital manufacturing*. Springer, 2015.
- [75] Samuel T IJsselmuiden, Mostafa M Abdalla, and Zafer Gurdal. Optimization of variable-stiffness panels for maximum buckling load using lamination parameters. *AIAA journal*, 48(1):134–143, 2010.
- [76] Sung K Jang, Charles W Bert, and Alfred G Striz. Application of differential quadrature to static analysis of structural components. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 28(3):561–577, 1989.
- [77] R Kathiravan and Ranjan Ganguli. Strength design of composite beam using gradient and particle swarm optimization. *Composite structures*, 81(4):471–479, 2007.
- [78] A Khani, MM Abdalla, and Z Gürdal. Optimum tailoring of fibre-steered longitudinally stiffened cylinders. *Composite Structures*, 122:343–351, 2015.
- [79] Ali Khani, Samuel T IJsselmuiden, Mostafa M Abdalla, and Zafer Gürdal. Design of variable stiffness panels for maximum strength using lamination parameters. *Composites Part B: Engineering*, 42(3):546–552, 2011.
- [80] IA Khattab. A novel numerical approach and experimental study on the waviness defects in composite structures. *DLR Dtsch. Zent. Luft-Raumfahrt EV-Forschungsberichte*, pages 1–242, 2013.
- [81] BC Kim, K Hazra, P Weaver, and K Potter. Limitations of fibre placement techniques for variable angle tow composites and their process-induced defects. In *Proceedings of the 18th International Conference on Composite Materials (ICMM18)*, Jeju, Korea, pages 21–26, 2011.
- [82] Byung Chul Kim, Kevin Potter, and Paul M Weaver. Continuous tow shearing for manufacturing variable angle tow composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 43(8):1347–1356, 2012.
- [83] Byung Chul Kim, Paul M Weaver, and Kevin Potter. Manufacturing characteristics of the continuous tow shearing method for manufacturing of variable angle tow composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 61:141–151, 2014.

- [84] Dusan Krajcinovic and George Herrmann. Numerical solution of the dynamic stability problems. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2(4):551–561, 1970.
- [85] Edgars Labans and Chiara Bisagni. Buckling and free vibration study of variable and constant-stiffness cylindrical shells. *Composite Structures*, 210:446–457, 2019.
- [86] Marine Lan, Denis Cartié, Peter Davies, and Christophe Baley. Microstructure and tensile properties of carbon–epoxy laminates produced by automated fibre placement: Influence of a caul plate on the effects of gap and overlap embedded defects. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 78:124–134, 2015.
- [87] Marine Lan, Denis Cartié, Peter Davies, and Christophe Baley. Influence of embedded gap and overlap fiber placement defects on the microstructure and shear and compression properties of carbon–epoxy laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 82:198–207, 2016.
- [88] Patrick Tyler Langley. *Finite element modeling of tow-placed variable-stiffness composite laminates*. PhD thesis, Virginia Tech, 1999.
- [89] Ylva R Larberg and Malin Åkermo. In-plane properties of cross-plyed unidirectional prepreg. In *16th International Conference on Composite Materials, ICCM-16- " A Giant Step Towards Environmental Awareness: From Green Composites to Aerospace", 8 July 2007 through 13 July 2007, Kyoto, Japan, 2007*.
- [90] X Legrand, D Kelly, A Crosky, and D Crépin. Optimisation of fibre steering in composite laminates using a genetic algorithm. *Composite structures*, 75(1-4):524–531, 2006.
- [91] AW Leissa and AF Martin. Vibration and buckling of rectangular composite plates with variable fiber spacing. *Composite structures*, 14(4):339–357, 1990.
- [92] Hui Li, Qingfeng Zeng, Litong Zhang, Guodong Sun, and Juanli Deng. First-principles study on the structural and electronic properties of clean and atomic oxygen adsorbed zrc (0 0 1) surface. *Computational Materials Science*, 101:115–119, 2015.
- [93] Xiangqian Li, Stephen R Hallett, and Michael R Wisnom. Modelling the effect of gaps and overlaps in automated fibre placement (afp)-manufactured laminates. *Science and Engineering of Composite Materials*, 22(2):115–129, 2015.
- [94] Roland Lichtinger, Javier Lacalle, Roland Hinterhölzl, Uwe Beier, and Klaus Drechsler. Simulation and experimental validation of gaps and bridging in the automated fiber placement process. *Science and Engineering of Composite Materials*, 22(2):131–148, 2015.
- [95] Chen Lien-Wen and Yang Jenq-Yiing. Dynamic stability of laminated composite plates by the finite element method. *Computers & Structures*, 36(5):845–851, 1990.
- [96] Samuel Clark Ligon, Robert Liska, Jurgen Stampfl, Matthias Gurr, and Rolf Mulhaupt. Polymers for 3d printing and customized additive manufacturing. *Chemical reviews*, 117(15):10212–10290, 2017.
- [97] Cláudio S Lopes, Pedro Ponces Camanho, Zafer Gürdal, and Brian F Tatting. Progressive failure analysis of tow-placed, variable-stiffness composite panels. *International Journal of Solids and Structures*, 44(25-26):8493–8516, 2007.

- [98] Cláudio S Lopes, Zafer Gürdal, and PP Camanho. Tailoring for strength of composite steered-fibre panels with cutouts. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 41(12):1760–1767, 2010.
- [99] Claudio Saul Lopes. Damage and failure of non-conventional composite laminates. 2009.
- [100] CS Lopes, Z Gürdal, and PP Camanho. Variable-stiffness composite panels: Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates. *Computers & Structures*, 86(9):897–907, 2008.
- [101] Gustavo Gonzalez Lozano, Ashutosh Tiwari, Christopher Turner, and Simon Astwood. A review on design for manufacture of variable stiffness composite laminates. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, 230(6):981–992, 2016.
- [102] Dirk Hans-Joachim Adrian Lukaszewicz. *Optimisation of high-speed automated layup of thermoset carbon-fibre preimpregnates*. PhD thesis, University of Bristol, 2011.
- [103] A Marouene, R Boukhili, J Chen, and A Yousefpour. Effects of gaps and overlaps on the buckling behavior of an optimally designed variable-stiffness composite laminates—a numerical and experimental study. *Composite structures*, 140:556–566, 2016.
- [104] HC Mateus, CM Mota Soares, and CA Mota Soares. Sensitivity analysis and optimal design of thin laminated composite structures. *Computers & structures*, 41(3):501–508, 1991.
- [105] Dennis K McLaughlin and Farhan Gandhi. Multi-stable morphing cellular structures. Technical report, Pennsylvania State UniversityRensselaer Polytechnic Institute, 2015.
- [106] Ronald George Merritt and N Willems. Parametric resonance of skew stiffened plates. 1973.
- [107] TS Mesogitis, Alexandros A Skordos, and AC Long. Uncertainty in the manufacturing of fibrous thermosetting composites: A review. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 57:67–75, 2014.
- [108] Raymond D Mindlin. Influence of rotatory inertia and shear on flexural motions of isotropic, elastic plates. 1951.
- [109] Marco Montemurro. An extension of the polar method to the first-order shear deformation theory of laminates. *Composite Structures*, 127:328–339, 2015.
- [110] Marco Montemurro and Anita Catapano. A new paradigm for the optimum design of variable angle tow laminates. In *Variational analysis and aerospace engineering*, pages 375–400. Springer, 2016.
- [111] Marco Montemurro and Anita Catapano. On the effective integration of manufacturability constraints within the multi-scale methodology for designing variable angle-tow laminates. *composite structures*, 161:145–159, 2017.
- [112] Marco Montemurro and Anita Catapano. A general b-spline surfaces theoretical framework for optimisation of variable angle-tow laminates. *Composite Structures*, 209:561–578, 2019.
- [113] J Moorthy, JN Reddy, and RH Plaut. Parametric instability of laminated composite plates with transverse shear deformation. *International Journal of Solids and Structures*, 26(7):801–811, 1990.

- [114] Supratik Mukhopadhyay, Mike I Jones, and Stephen R Hallett. Compressive failure of laminates containing an embedded wrinkle; experimental and numerical study. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 73:132–142, 2015.
- [115] Supratik Mukhopadhyay, Mike I Jones, and Stephen R Hallett. Tensile failure of laminates containing an embedded wrinkle; numerical and experimental study. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 77:219–228, 2015.
- [116] S Nagendra, Srinivas Kodiyalam, Jonathan Davis, and V Parthasarathy. Optimization of tow fiber paths for composite design. In *36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, page 1275, 1995.
- [117] Alessandro Neri. *Tecniche di manifattura additiva per strutture composite con fibre curvilinee*. PhD thesis, Tesi di laurea specialistica, Politecnico di Torino, Italia, 2021.
- [118] Tuan D Ngo, Alireza Kashani, Gabriele Imbalzano, Kate TQ Nguyen, and David Hui. Additive manufacturing (3d printing): A review of materials, methods, applications and challenges. *Composites Part B: Engineering*, 143:172–196, 2018.
- [119] Chun Bo Nian, Xiao Ping Wang, and Jing Yu Pei. Buckling analysis of variable stiffness composite cylindrical shells based on hermite curves. In *Key Engineering Materials*, volume 805, pages 191–197. Trans Tech Publ, 2019.
- [120] Mahdi Arian Nik, Kazem Fayazbakhsh, Damiano Pasini, and Larry Lessard. Surrogate-based multi-objective optimization of a composite laminate with curvilinear fibers. *Composite Structures*, 94(8):2306–2313, 2012.
- [121] Mahdi Arian Nik, Kazem Fayazbakhsh, Damiano Pasini, and Larry Lessard. Optimization of variable stiffness composites with embedded defects induced by automated fiber placement. *Composite Structures*, 107:160–166, 2014.
- [122] Reynaldo Olmedo and Zafer Gurdal. Buckling response of laminates with spatially varying fiber orientations. In *34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, page 1567, 1993.
- [123] A Pagani and AR Sanchez-Majano. Influence of fiber misalignments on buckling performance of variable stiffness composites using layerwise models and random fields. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, pages 1–16, 2020.
- [124] A Pagani and AR Sanchez-Majano. Stochastic stress analysis and failure onset of variable angle tow laminates affected by spatial fibre variations. *Composites Part C: Open Access*, 4:100091, 2021.
- [125] Ajit S Panesar, Kalyan Hazra, and Paul M Weaver. Investigation of thermally induced bistable behaviour for tow-steered laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 43(6):926–934, 2012.
- [126] Ajit S Panesar and Paul M Weaver. Optimisation of blended bistable laminates for a morphing flap. *Composite Structures*, 94(10):3092–3105, 2012.
- [127] Levend Parnas, Süha Oral, and Ümit Ceyhan. Optimum design of composite structures with curved fiber courses. *Composites science and technology*, 63(7):1071–1082, 2003.

- [128] Marcus Perner, Stephan Algermissen, Ralf Keimer, and Hans Peter Monner. Avoiding defects in manufacturing processes: A review for automated cfrp production. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 38:82–92, 2016.
- [129] Les Piegl and Wayne Tiller. *The NURBS book*. Springer Science & Business Media, 1996.
- [130] W Pompe. K. washizu, variational methods in elasticity and plasticity.(international series of monographs in aeronautics and astronautics). x+ 348 s. m. fig. oxford/london/edinburgh/new york/toronto/sydney/paris/braunschweig 1968. preis geb. 120 s. net. *Zeitschrift Angewandte Mathematik und Mechanik*, 49(5):319–319, 1969.
- [131] K Potter, B Khan, M Wisnom, T Bell, and J Stevens. Variability, fibre waviness and misalignment in the determination of the properties of composite materials and structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 39(9):1343–1354, 2008.
- [132] Haoyuan Quan, Ting Zhang, Hang Xu, Shen Luo, Jun Nie, and Xiaoqun Zhu. Photo-curing 3d printing technique and its challenges. *Bioactive Materials*, 5(1):110–115, 2020.
- [133] Gangadharan Raju, Zhangming Wu, Byung Chul Kim, and Paul M Weaver. Prebuckling and buckling analysis of variable angle tow plates with general boundary conditions. *Composite Structures*, 94(9):2961–2970, 2012.
- [134] Gangadharan Raju, Zhangming Wu, and Paul M Weaver. Postbuckling analysis of variable angle tow plates using differential quadrature method. *Composite Structures*, 106:74–84, 2013.
- [135] Gangadharan Raju, Zhangming Wu, Simon White, and Paul M Weaver. Optimal postbuckling design of variable angle tow composite plates. *AIAA Journal*, 56(5):2045–2061, 2018.
- [136] Junuthula Narasimha Reddy. *Energy principles and variational methods in applied mechanics*. John Wiley & Sons, 2017.
- [137] Junuthula Narasimha Reddy, Junuthula Narasimha Reddy, et al. *Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis*. CRC press, 1997.
- [138] Eric Reissner. On the theory of bending of elastic plates. *Journal of mathematics and physics*, 23(1-4):184–191, 1944.
- [139] P Ribeiro and S Stoykov. Forced periodic vibrations of cylindrical shells in laminated composites with curvilinear fibres. *Composite Structures*, 131:462–478, 2015.
- [140] Pedro Ribeiro. Non-linear modes of vibration of thin cylindrical shells in composite laminates with curvilinear fibres. *Composite Structures*, 122:184–197, 2015.
- [141] Pedro Ribeiro and Hamed Akhavan. Non-linear vibrations of variable stiffness composite laminated plates. *Composite Structures*, 94(8):2424–2432, 2012.
- [142] JD Rodrigues, CMC Roque, AJM Ferreira, M Cinefra, and Erasmo Carrera. Radial basis functions-differential quadrature collocation and a unified formulation for bending, vibration and buckling analysis of laminated plates, according to murakami’s zig-zag theory. *Computers & structures*, 90:107–115, 2012.

- [143] Surya Samukham. *Parametric instabilities in variable angle tow composite panels*. PhD thesis, Ph. D. thesis. Indian Institute of Technology Hyderabad, India, 2019.
- [144] Alberto Racionero Sánchez-Majano, Rodolfo Azzara, Alfonso Pagani, and Erasmo Carrera. Accurate stress analysis of variable angle tow shells by high-order equivalent-single-layer and layer-wise finite element models. *Materials*, 14(21):6486, 2021.
- [145] A Sawicki and P Minguett. The effect of intraply overlaps and gaps upon the compression strength of composite laminates. In *39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*, page 1786, 1998.
- [146] A Sawicki, E Schulze, LR Fitzwater, and K Harris. Structural qualification of v-22 emd tow-placed aft fuselage. In *ANNUAL FORUM PROCEEDINGS-AMERICAN HELICOPTER SOCIETY*, volume 51, pages 1641–1641. American Helicopter Society, 1995.
- [147] Carl Scarth, Sondipon Adhikari, Pedro Higinio Cabral, Gustavo HC Silva, and Alex Pereira do Prado. Random field simulation over curved surfaces: Applications to computational structural mechanics. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 345:283–301, 2019.
- [148] Paul Seide and Manuel Stein. Compressive buckling of simply supported plates with longitudinal stiffeners. Technical report, 1949.
- [149] Erol Senocak and Hakan Tanriover. Analysis of composite plates with variable stiffness using galerkin method. *The Aeronautical Journal*, 111(1118):247–255, 2007.
- [150] Guillaume Seon, Yuri Nikishkov, and Andrew Makeev. Structures perspective for strength and fatigue prognosis in composites with manufacturing irregularities. *Journal of the American Helicopter Society*, 60(1):1–10, 2015.
- [151] Shahriar Setoodeh, Mostafa M Abdalla, and Zafer Gürdal. Combined topology and fiber path design of composite layers using cellular automata. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 30(6):413–421, 2005.
- [152] Shahriar Setoodeh, Mostafa M Abdalla, Samuel T IJsselmuiden, and Zafer Gürdal. Design of variable-stiffness composite panels for maximum buckling load. *Composite structures*, 87(1):109–117, 2009.
- [153] Shahriar Setoodeh, Zafer Gürdal, and Layne T Watson. Design of variable-stiffness composite layers using cellular automata. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 195(9-12):836–851, 2006.
- [154] AN Sherbourne and MD Pandey. Differential quadrature method in the buckling analysis of beams and composite plates. *Computers & Structures*, 40(4):903–913, 1991.
- [155] Chang Shu. *Differential quadrature and its application in engineering*. Springer Science & Business Media, 2012.
- [156] Wilbur C Simmons, Ilhan A Aksay, and Dryver R Huston. Smart structures and materials 1997: Smart materials technologies. *Smart Structures and Materials 1997: Smart Materials Technologies*, 3040, 1997.

- [157] RP Smith, Z Qureshi, RJ Scaife, and HM El-Dessouky. Limitations of processing carbon fibre reinforced plastic/polymer material using automated fibre placement technology. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 35(21):1527–1542, 2016.
- [158] Ilya M Sobol. Global sensitivity indices for nonlinear mathematical models and their monte carlo estimates. *Mathematics and computers in simulation*, 55(1-3):271–280, 2001.
- [159] CS Sousa, PP Camanho, and A Suleman. Analysis of multistable variable stiffness composite plates. *Composite Structures*, 98:34–46, 2013.
- [160] Nidamarthi Srinivas and Kalyanmoy Deb. Multiobjective optimization using nondominated sorting in genetic algorithms. *Evolutionary computation*, 2(3):221–248, 1994.
- [161] RS Srinivasan and P Chellapandi. Dynamic stability of rectangular laminated composite plates. *Computers & structures*, 24(2):233–238, 1986.
- [162] ASTM Standard et al. Standard terminology for additive manufacturing technologies. *ASTM International F2792-12a*, 2012.
- [163] Bret K Stanford and Christine V Jutte. Comparison of curvilinear stiffeners and tow steered composites for aeroelastic tailoring of aircraft wings. *Computers & Structures*, 183:48–60, 2017.
- [164] Olivia Stodieck, JE Cooper, PM Weaver, and Paul Kealy. Aeroelastic tailoring of a representative wing box using tow-steered composites. *AIAA journal*, 55(4):1425–1439, 2017.
- [165] Olivia Stodieck, Jonathan E Cooper, Paul M Weaver, and Paul Kealy. Improved aeroelastic tailoring using tow-steered composites. *Composite Structures*, 106:703–715, 2013.
- [166] J Tani and T Nakamura. Dynamic stability of annular plates under periodic radial loads. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 64(3):827–831, 1978.
- [167] Brian F Tatting and Zafer Gurdal. Design and manufacture of elastically tailored tow placed plates. 2002.
- [168] Brian F Tatting and Zafer Gurdal. Automated finite element analysis of elastically-tailored plates. 2003.
- [169] Mishal Thapa, Achyut Paudel, Sameer B Mulani, and Robert W Walters. Global sensitivity analysis for stochastic responses of fiber reinforced composites with polynomial chaos. In *AIAA Scitech 2020 Forum*, page 1654, 2020.
- [170] Jürgen Thomas. The a380 programme—the big task for europe’s aerospace industry. *Air & Space Europe*, 3(3-4):35–39, 2001.
- [171] Stephen Timoshenko. Über die stabilität at varsteifter platten. *AIAA journal*, 12:147–63, 1921.
- [172] Stephen P Timoshenko and James N Goodier. Theory of elasticity. 1951.
- [173] Francesco Tornabene, Erasmo Viola, and Nicholas Fantuzzi. General higher-order equivalent single layer theory for free vibrations of doubly-curved laminated composite shells and panels. *Composite Structures*, 104:94–117, 2013.

- [174] MW Tosh and DW Kelly. On the design, manufacture and testing of trajectorial fibre steering for carbon fibre composite laminates. *Composites part A: applied science and manufacturing*, 31(10):1047–1060, 2000.
- [175] WM Van den Brink, WJ Vankan, and R Maas. Buckling-optimized variable stiffness laminates for a composite fuselage window section. 2012.
- [176] S van den Broek, S Minera, E Jansen, A Pirrera, PM Weaver, and R Rolfes. Improving the static structural performance of panels with spatially varying material properties using correlations. In *Advances in Predictive Models and Methodologies for Numerically Efficient Linear and Nonlinear Analysis of Composites*, pages 143–158. Springer, 2019.
- [177] Sander van den Broek, Sergio Minera, Alberto Pirrera, Paul M Weaver, Eelco Jansen, and Raimund Rolfes. Enhanced deterministic performance of panels using stochastic variations of geometry and material. *AIAA Journal*, 58(5):2307–2320, 2020.
- [178] GN Vanderplaats and SR Hansen. Dot user’s manual. *VMA Corp*, 1997.
- [179] G Verchery. Les invariants des tenseurs d’ordre 4 du type de l’élasticité. In *Mechanical behavior of anisotropic solids/comportment Mécanique des Solides Anisotropes*, pages 93–104. Springer, 1982.
- [180] R Vescovini, E Spigarolo, EL Jansen, and L Dozio. Efficient post-buckling analysis of variable-stiffness plates using a perturbation approach. *Thin-Walled Structures*, 143:106211, 2019.
- [181] Riccardo Vescovini and Lorenzo Dozio. A variable-kinematic model for variable stiffness plates: Vibration and buckling analysis. *Composite Structures*, 142:15–26, 2016.
- [182] A Viglietti, E Zappino, and E Carrera. Analysis of variable angle tow composites structures using variable kinematic models. *Composites Part B: Engineering*, 171:272–283, 2019.
- [183] A Viglietti, E Zappino, and E Carrera. Free vibration analysis of variable angle-tow composite wing structures. *Aerospace Science and Technology*, 92:114–125, 2019.
- [184] Erasmo Viola, Francesco Tornabene, and Nicholas Fantuzzi. General higher-order shear deformation theories for the free vibration analysis of completely doubly-curved laminated shells and panels. *Composite structures*, 95:639–666, 2013.
- [185] Erasmo Viola, Francesco Tornabene, and Nicholas Fantuzzi. Static analysis of completely doubly-curved laminated shells and panels using general higher-order shear deformation theories. *Composite Structures*, 101:59–93, 2013.
- [186] Klaas Völtzer, B Denkena, and L Overmeyer. *Online-Prozessüberwachung von Automated Fiber Placement Prozessen auf Basis der Thermografie*. TEWISS Verlag, 2018.
- [187] J Wang, KD Potter, K Hazra, and MR Wisnom. Experimental fabrication and characterization of out-of-plane fiber waviness in continuous fiber-reinforced composites. *Journal of Composite Materials*, 46(17):2041–2053, 2012.
- [188] Xin Wang, Man Jiang, Zuowan Zhou, Jihua Gou, and David Hui. 3d printing of polymer matrix composites: A review and prospective. *Composites Part B: Engineering*, 110:442–458, 2017.

- [189] Xinwei Wang, Lifei Gan, and Yihui Zhang. Differential quadrature analysis of the buckling of thin rectangular plates with cosine-distributed compressive loads on two opposite sides. *Advances in Engineering Software*, 39(6):497–504, 2008.
- [190] Paul Weaver, Kevin Potter, Kalyan Hazra, Marvin Saverymuthapulle, and Matthew Hawthorne. Buckling of variable angle tow plates: from concept to experiment. In *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference 17th AIAA/ASME/AHS adaptive structures conference 11th AIAA No*, page 2509, 2009.
- [191] SC White and PM Weaver. Towards imperfection insensitive buckling response of shell structures-shells with plate-like post-buckled responses. *The Aeronautical Journal*, 120(1224):233–253, 2016.
- [192] Simon C White, Gangadharan Raju, and Paul M Weaver. Initial post-buckling of variable-stiffness curved panels. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 71:132–155, 2014.
- [193] Simon C White, Paul M Weaver, and K Chauncey Wu. Post-buckling analyses of variable-stiffness composite cylinders in axial compression. *Composite Structures*, 123:190–203, 2015.
- [194] Chauncey Wu, Zafer Gurdal, and James Starnes. Structural response of compression-loaded, tow-placed, variable stiffness panels. In *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, page 1512, 2002.
- [195] K Chauncey Wu, Bret K Stanford, Glenn A Hrinda, Zhuosong Wang, Robert A Martin, and Hyunsun A Kim. Structural assessment of advanced tow-steered shells. In *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, page 1769, 2013.
- [196] Zhangming Wu, Gangadharan Raju, and Paul M Weaver. Postbuckling analysis of variable angle tow composite plates. *International Journal of Solids and Structures*, 50(10):1770–1780, 2013.
- [197] Zhangming Wu, Paul M Weaver, Gangadharan Raju, and Byung Chul Kim. Buckling analysis and optimisation of variable angle tow composite plates. *Thin-walled structures*, 60:163–172, 2012.
- [198] Ningbo Xie, Robert A Smith, Supratik Mukhopadhyay, and Stephen R Hallett. A numerical study on the influence of composite wrinkle defect geometry on compressive strength. *Materials & Design*, 140:7–20, 2018.
- [199] Zhibo Xin, Yugang Duan, Wu Xu, Tianyu Zhang, and Ben Wang. Review of the mechanical performance of variable stiffness design fiber-reinforced composites. *Science and Engineering of Composite Materials*, 25(3):425–437, 2018.
- [200] Saleh Yazdani, Pedro Ribeiro, and José Dias Rodrigues. A p-version layerwise model for large deflection of composite plates with curvilinear fibres. *Composite Structures*, 108:181–190, 2014.
- [201] E Zappino, M Filippi, A Pagani, M Petiti, and E Carrera. Experimental and numerical analysis of 3d printed open-hole plates reinforced with carbon fibers. *Composites Part C: Open Access*, 2:100007, 2020.