

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Specialistica

**Tecniche di manifattura additiva per strutture  
composite con fibre curvilinee**



Relatori:

prof. Enrico Zappino

prof. Matteo Filippi

prof. Erasmo Carrera

Candidato:

Alessandro Neri

Aprile 2021



*A Truffa,  
Ciao Maggio*



# RINGRAZIAMENTI

*Ringrazio tutti coloro i quali mi sono stati vicino in questi anni.*

*Un grazie particolare al Prof. Enrico per la continua disponibilità e le preziose linee guida.*

*Alessandro Neri*



# INDICE

<b>INTRODUZIONE</b> .....	<b>16</b>
<b>1 TECNICHE DI MANIFATTURA DEI MATERIALI COMPOSITI</b> .....	<b>18</b>
1.1 Materiali compositi: caratteristiche generali .....	18
1.2 Materiali compositi: tecniche innovative di AM.....	21
1.3 AFP e ATL.....	22
1.4 CTS .....	26
1.5 FDM.....	28
1.6 CFF.....	30
1.7 VAT.....	31
1.7.1 Limiti e difetti indotti dal processo dei VAT .....	32
1.7.2 Letteratura dei VAT .....	34
<b>2 VALIDAZIONE MODELLIZZAZIONE VAT</b> .....	<b>39</b>
2.1 Caratteristiche generali dell’Onyx .....	39
2.1.1 Proprietà del materiale .....	39
2.1.2 Stabilità dimensionale .....	40
2.1.3 Finitura superficiale.....	40
2.1.4 Post-processing non necessari .....	40
2.2 Modellizzazione provini in Onyx.....	41
2.1.1 Provino pieno .....	41
2.1.2 Provino intagliato .....	46
2.1.2.1 Realizzazione dei tagli e interfaccia per caratterizzare i provini intagliati.....	46
2.1.3 Introduzione al Metodo a Elementi Finiti (FEM).....	50
2.1.3.1 Interfaccia software FEM.....	52
2.1.3.2 Verifica FEM provino pieno Onyx .....	54

<b>3 STAMPA PROVINI</b> .....	<b>57</b>
<b>4 TEST DI TRAZIONE PROVINI</b> .....	<b>61</b>
<b>5 PIASTRA CON VAT</b> .....	<b>69</b>
5.1 Step iniziale di modellizzazione piastra VAT.....	69
5.1.1 Strategia 1 di deposizione delle fibre e applicazione dei tagli.....	69
5.1.1.1 Caso con passaggio doppio di fibre nel CV (tagli passanti).....	72
5.1.1.2 Caso con passaggio di 4 giri di fibre (tagli passanti).....	72
5.1.1.3 Caso con passaggio di 6 giri di fibre (tagli passanti).....	73
5.1.1.4 Caso con passaggio di 11 giri di fibre (tagli passanti).....	74
5.1.2 Strategia 2 di deposizione fibre e applicazione dei tagli.....	75
5.1.2.1 Caso con passaggio doppio di fibre attorno ai tagli.....	77
5.1.2.2 Caso con passaggio di 4 giri di fibre attorno ai tagli.....	77
5.1.2.3 Caso con passaggio di 11 giri di fibre attorno ai tagli.....	79
5.1.3 Confronto delle 2 strategie e conclusioni.....	80
5.1.4 Stima delle proprietà del materiale e omogenizzazione.....	82
5.1.4.1 Micromeccanica della lamina.....	83
<b>6 MODELLAZIONE VAT</b> .....	<b>92</b>
6.1 Fase di assessment iniziale.....	92
6.2 Modello stampa 3D VAT.....	96
6.2.1 Modello VAT con “metodo a sentiero-traslato”.....	96
6.2.2 Modello VAT con “metodo a sentiero con offset”.....	102
<b>7 CONCLUSIONI</b> .....	<b>107</b>
<b>8 BIBLIOGRAFIA</b> .....	<b>110</b>



# INDICE DELLE FIGURE

Figura 1, Evoluzione nell'applicazione dei materiali compositi, AIRBUS [1] .....	16
Figura 2, Materiali usati nell'AIRBUS A350 XWB [2] .....	17
Figura 3, Immagine al microscopio di materiale composito rinforzato con fibre, [5] .....	19
Figura 4, Teste di laminazione ATL [1].....	23
Figura 5, ATL con mandrino rotante [1].....	23
Figura 6, Schema testa di laminazione di AFP .....	24
Figura 7, Laminazione AFP sezione di fusoliera Boeing 787, Leonardo Grottaglie [1].....	25
Figura 8, Processo produttivo con AFP [1].....	25
Figura 9, Robot AFP a 6 assi con testa 3D integrata CFRP [11] .....	26
Figura 10, A sinistra piastra con deformazione nel piano relativa alle tecniche di ATL/AFP, a destra deformazione nel piano a taglio relativa alla tecnica di CTS.....	27
Figura 11, Schema del meccanismo della testa di CTS a sinistra che impone la deformazione a taglio a destra .....	27
Figura 12, Schema Fused Deposition Modeling (FDM).....	28
Figura 13, Principio di funzionamento dell'estrusore .....	29
Figura 14, Il materiale polimerico fuso viene depositato in filamenti molto sottili, uno sull'altro, fino a formare il modello completo .....	29
Figura 15, Schema tipico di laminato in composito [4] .....	31
Figura 16, 3 diversi design di laminati in composito, [4].....	32
Figura 17, Applicazione con disposizione delle fibre curvilinee a doppia curvatura su stampi di parti di fusoliera.....	37
Figura 18, Redistribuzione del carico su pannelli VAT con fibre curvilinee dello skin alare e sulla fusoliera.....	37
Figura 19, Principali industrie aerospaziali e relativi componenti prodotti tramite AFP o ATL .....	38
Figura 20, Diagramma $\sigma - \varepsilon$ rappresentativo delle proprietà dell'Onyx.....	39
Figura 21, Proprietà dell'Onyx.....	40
Figura 22, Datasheet Markforged per materiali plastici.....	42
Figura 23, normativa ASTM per materiali plastici, [13].....	43
Figura 24, Vista frontale e laterale del provino, misure in [mm].....	43
Figura 25, Geometria del provino pieno .....	44

Figura 26, Visualizzazione del provino in 3D.....	44
Figura 27, Interfaccia del software eiger.io.....	45
Figura 28, Vista 2D del provino dello strato 1/46.....	45
Figura 29, Disposizione del materiale a $\pm 45^\circ$ .....	45
Figura 30, Opzioni selezionabili di deposizione delle fibre concentrica.....	46
Figura 31, Esempio di realizzazione del taglio posto in mezzeria di una piastra.....	46
Figura 32, Spline di riferimento a sinistra e creazione del taglio a destra.....	47
Figura 33, Schema piastra con deposizione isotropica delle fibre .....	47
Figura 34, Schema piastra con taglio passante passante nel piano XY posto in mezzeria.....	48
Figura 35, Schema piastra con tagli interni non passanti nel piano XY.....	48
Figura 36, Dettaglio intaglio .....	49
Figura 37, Vista isometrica provino con intaglio.....	49
Figura 38, Assenza di intaglio nel provino con $h = 0.030 \text{ mm}$ , Internal View .....	49
Figura 39, Provino con intaglio con $h = 0.031 \text{ mm}$ , Internal View .....	50
Figura 40, Rappresentazione elemento finito a 3 nodi con relativi spostamenti nodali.....	50
Figura 41, Interfaccia software Femap.....	53
Figura 42, Simulazione FEM provino Onyx pieno e visualizzazione carichi assiali.....	54
Figura 43, Simulazione FEM provino Onyx pieno con deformazione dovuta ai carichi assiali.....	55
Figura 44, Visualizzazione del carico in direzione trasversale dato dall'effetto di $\nu$ .....	55
Figura 45, MarkTwo di Markforged®, stampante 3D, [15].....	57
Figura 46, Setup prima della stampa dei provini.....	58
Figura 47, Caratteristiche geometriche del provino intagliato con sezioni caratteristiche A, B e C.....	59
Figura 48, Set provini integri .....	59
Figura 49, Set provini intagliati.....	60
Figura 50, Provino 7, inciso .....	60
Figura 51, Particolari della zona intagliata dei provini incisi.....	60
Figura 52, Set di provini integri preparati con tecnica di puntinatura per la successiva Digital Image Correlation.....	61
Figura 53, Set provini senza intaglio rotti dopo il test di trazione .....	62
Figura 54, Simulazione FEM del provino senza intaglio.....	62
Figura 55, Diagramma forza-allungamento dei provini senza taglio .....	63
Figura 56, Set di provini con intaglio dopo la prova di trazione.....	64
Figura 57, $F - \Delta L$ provini intagliati .....	65

Figura 58, Digital image correlation per rilevare le deformazioni del punto 1 (Point 1) del provino 7: si nota il punto di prova posto prima dell'intaglio .....	65
Figura 59, $\mu_{xx} - time\ step$ , provino 7 .....	66
Figura 60, $\varepsilon_{yy} - time\ step$ , provino 7 .....	67
Figura 61, DIC provino 8 .....	67
Figura 62, $\varepsilon_{xx} - time\ step$ , provino 8 .....	68
Figura 63, Larghezza minima necessaria per il passaggio di 2 filamenti di fibra .....	70
Figura 64, Schema della piastra con i tagli applicati seconda la strategia 1 nei due strati di fibre .....	70
Figura 65, Vista della sezione della piastra, con particolare dei tagli in corrispondenza delle fibre ....	70
Figura 66, Vista 3D della piastra rinforzata con strategia 1 sul software eiger.io.....	71
Figura 67, Vista 2D di uno strato rinforzato con fibre di carbonio .....	71
Figura 68, Piastra con tagli passanti e 2 giri di fibre .....	72
Figura 69, Piastra con tagli passanti e 4 giri di fibre .....	72
Figura 70, Piastra con tagli passanti e 6 giri di fibre .....	73
Figura 71, Schema piastra con tagli passanti e 11 giri di fibre, tranne che nel 1° riquadro che ne presenta 9 .....	74
Figura 72, Schema piastra con riempimento isotropico e fibre orientate a 90° .....	75
Figura 73, Particolare dell'applicazione dei tagli non passanti.....	75
Figura 74, Vista 3D della piastra, strategia 2 .....	76
Figura 75, Particolare del passaggio dei filamenti di fibre attorno ai tagli .....	76
Figura 76, Particolare schema deposizione fibre e matrice nello strato .....	77
Figura 77, Schema piastra con 2 giri di fibre .....	77
Figura 78, Schema piastra con 4 giri di fibre .....	78
Figura 79, Strato della piastra con 4 giri di fibre su software eiger.io .....	78
Figura 80, Schema piastra con 11 giri di fibre sia attorno ai tagli.....	79
Figura 81, Piastra con 11 giri di fibre con riempimento isotropico a 90° .....	80
Figura 82, Schema di riempimento isotropico della piastra senza tagli .....	80
Figura 83, Diagramma $\eta - d$ .....	81
Figura 84, Rappresentazione schematica della lamina [31] .....	83
Figura 85, Rappresentazione schematica laminato in composito.....	84
Figura 86, Schema stato di tensione sul laminato, [31].....	86
Figura 87, Schema del laminato soggetto a taglio [31] .....	90
Figura 88, $E1 - E2$ per strategia dei tagli passanti in funzione del numero di giri .....	91
Figura 89, $E1 - E2$ per strategia dei tagli non passanti in funzione del numero di giri .....	91

Figura 90, Geometria e laminazione della piastra presa in esame [16].....	92
Figura 91; Andamento lineare di $\theta y$ e curva madre del path VAT.....	93
Figura 92, Vista isometrica del wireframe della piastra cantilever VAT.....	93
Figura 93, Vista 3D della piastra VAT.....	94
Figura 94, Mesh piastra cantilever con orientamento del materiale in relazione alla curva di riferimento secondo la direzione x.....	95
Figura 95, Modellizzazione della piastra e della relativa laminazione [17].....	96
Figura 96, Curva path delle fibre curvilinee ottenuta su Excel.....	97
Figura 97, Reference path a sinistra e centerline shiftato a destra.....	98
Figura 98, Vista dall'alto del wireframe della piastra.....	98
Figura 99, Vista isometrica del wireframe della piastra.....	98
Figura 100, Particolare di vista in sezione della piastra e dei 2 strati in cui sono deposte le fibre.....	99
Figura 101, Vista isometrica della piastra con relativi tagli-path curvilinei delle fibre.....	99
Figura 102 Vista dall'alto della piastra VAT con particolare degli angoli al centro e alle estremità ...	99
Figura 103, Vista 2D del modello VAT su software eiger.io.....	100
Figura 104, Principali difetti riscontrati con il metodo di creazione della traiettoria shiftata, [18] ....	100
Figura 105, Presenza dei tow gap evidenziati in verde a destra.....	100
Figura 106, Tow overlap che non consentono la corretta deposizione delle fibre.....	101
Figura 107, Schema per ricavare la distanza effettiva tra le curve al variare dell'angolo [19].....	102
Figura 108, Drafting CAD del laminato con relativo sentiero offset.....	103
Figura 109, Laminato con 3 giri di fibra attorno ad ogni taglio.....	103

## INDICE DELLE TABELLE

Tabella 1, Suddivisione dei materiali compositi .....	19
Tabella 2, Caratteristiche riassuntive di fibre e matrice .....	20
Tabella 3, Caratteristiche di alcune fibre .....	20
Tabella 4, Vantaggi e svantaggi dei materiali compositi [1] .....	21
Tabella 5, Schema riassuntivo dei vantaggi-svantaggi del metodo FEM .....	51
Tabella 6, Caratteristiche dei provini integri e intagliati .....	58
Tabella 7, Caratteristiche della piastra con strategia 1 di deposizione delle fibre .....	69
Tabella 8, $E1 - E2$ per strategia dei tagli passanti in funzione del numero di giri .....	90
Tabella 9, $E1 - E2$ per strategia dei tagli non passanti in funzione del numero di giri .....	91
Tabella 10, Piastra usata per schematizzazione VAT .....	96
Tabella 11, Prime 5 frequenze naturali dei modelli di piastra omogeneizzata con 1-4-11 giri di fibre .....	105



# INTRODUZIONE

In questa trattazione si prendono in esame tecniche innovative di stampa 3D relative a strutture composite rinforzate con fibre curvilinee.

L'Additive manufacturing (AM) o stampa 3D consente di produrre non solo *prototipi* ma *pezzi finali* in tempi e con costi minori rispetto alle tecnologie tradizionali: il tutto se sostenuto da una corretta fase di progettazione che si svincoli dai dogmi dello strutturismo convenzionale. La tecnologia si sviluppa in una fase di progettazione tramite software CAD e nella successiva produzione con metodo additivo "strato dopo strato": a partire dalla progettazione, attraverso la fase di modellizzazione fino alla verifica del componente.

L'AM viene largamente impiegata nella produzione di strutture composite la cui filosofia progettuale si basa sulla deposizione strato-dopo-strato e ben si adatta alla produzione additiva.

In particolar modo l'industria aerospaziale ha visto negli ultimi anni una forte crescita dell'impiego dei materiali compositi che, gradualmente, stanno sostituendo i classici materiali metallici grazie a un rapporto resistenza-rigidità/peso di gran lunga superiore, Figura 1.

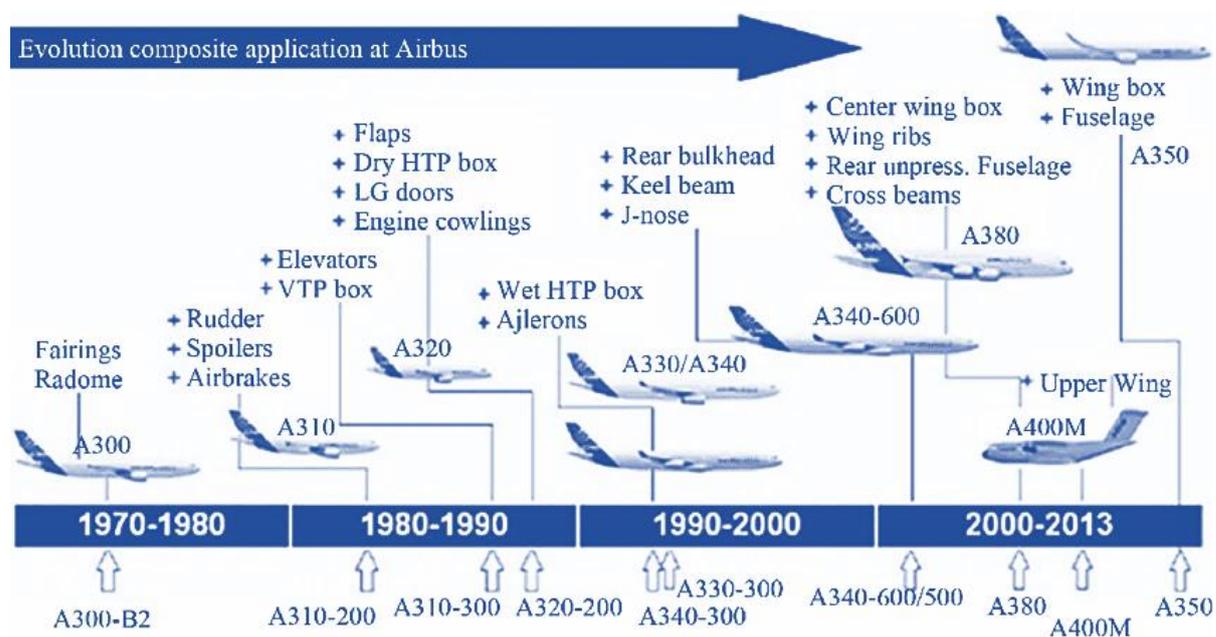


Figura 1, Evoluzione nell'applicazione dei materiali compositi, AIRBUS [1]

Il velivolo A350XWB dell'Airbus ad esempio, ha più del 50% dei suoi componenti prodotti in materiale composito, in particolare in Carbon Fibre Reinforced Polymer (CFRP) ovvero matrice polimerica rinforzata con fibre di carbonio, Figura 2. Tra le varie componenti in composito si annoverano le ali, la fusoliera, il tronco di coda conico, gondole motore, pannelli, porte...

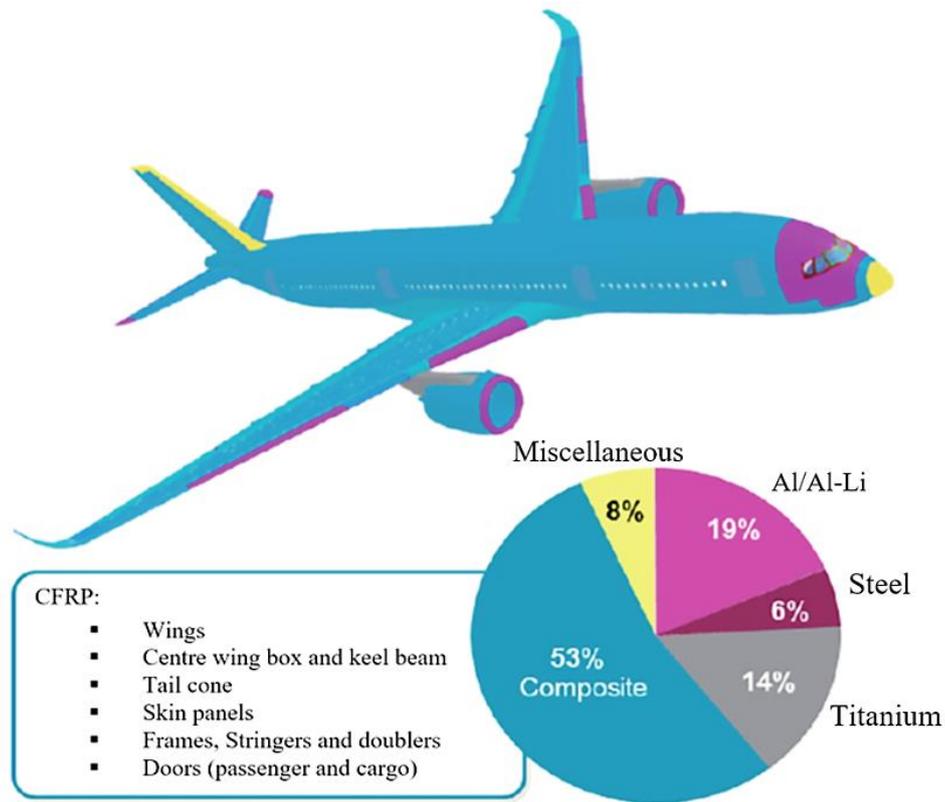


Figura 2, Materiali usati nell'AIRBUS A350 XWB [2]

Recentemente, tecnologie innovative di stampa 3D quali l'Automated Fibre Placement (AFP) e l'Automated Tape Laying (ATL) per la produzione di componenti di grandi dimensioni e su larga scala e la tradizionale Fused Deposition Modeling (FDM) combinata con la Continuous Filament Fabrication (CFF) permettono ai progettisti di esplorare nuove filosofie di design di strutture in composito. Esse hanno come obiettivo l'ottimizzazione dei processi produttivi: per realizzarla è necessario un nuovo approccio di design che va oltre quello tradizionale. Ciò ha portato alla nascita di nuovi materiali compositi che prendono il nome di Variable Angle Tow (VAT) [7] ovvero "matasse ad angolo variabile". Le fibre vengono infatti disposte sottoforma di matasse nel singolo strato, a formare il laminato: la novità è che queste matasse, grazie alle nuove tecnologie, possono essere disposte, in modo efficiente, lungo percorsi curvilinei andando a variare le proprietà del materiale in modo puntiforme e ad aumentarne le proprietà meccaniche. Questo approccio innovativo e non convenzionale se da una parte offre notevoli vantaggi in termini di rigidità-resistenza del materiale composito, dall'altra ne complica molto il design con l'introduzione di molte nuove variabili. Inoltre gli strumenti ingegneristici oggi a disposizione non sono in grado di predire il comportamento meccanico dei VAT: l'oggetto di questo lavoro mira a fornire una modellizzazione dei VAT e validarla, avvalendosi di prove sperimentali e test di verifica con codici agli elementi finiti FEM.

# 1 TECNICHE DI MANIFATTURA DEI MATERIALI COMPOSITI

L'industria aerospaziale fa ampio uso dei materiali compositi: dapprima li impiegò in ambito esclusivamente militare e, successivamente, comprendendone sempre più le potenzialità, li utilizzò nel campo dei velivoli commerciali. Oggi i materiali compositi vanno per la maggiore in tutti i settori dell'aerospazio e vengono prodotti: pannelli alari, longheroni, fusoliere, tronchi di coda... fino ai satelliti e navicelle spaziali.

Migliori prestazioni e pesi ridotti si traducono in minor combustibile impiegato e quindi minore impatto ambientale. La tecnologia in costante evoluzione e alla ricerca di soluzioni innovative punta a superare il design tradizionale dei compositi spingendosi sempre più verso il "tailoring" aeroelastico delle strutture. Le potenzialità di questo design innovativo si raggiungono, ad esempio, attraverso la deposizione delle fibre di rinforzo dei compositi lungo un percorso curvilineo, oggetto di questa trattazione. Infatti guidando l'orientamento del sentiero percorso dalle fibre nello strato si può ottenere una variazione puntuale delle proprietà di rigidità del materiale.

Questa libertà di design ben si addice alle tecniche di stampa additiva che consentono la lavorazione di componenti con geometrie complesse a partire dal CAD 3D, riducendo i tempi di progettazione e verifica, minimizzando lo spreco di materiale e risultando cost-effective.

## 1.1 Materiali compositi: caratteristiche generali

I materiali compositi sono ampiamente sfruttati in campo aerospaziale con l'obiettivo di massimizzare le prestazioni del componente in termini di rapporto rigidità-peso [3].

Dalla combinazione di 2 o più materiali prende forma un terzo che presenta le migliori caratteristiche di quelli di partenza e, in alcuni casi anche proprietà che i suoi costituenti non possiedono.

Comunemente vengono suddivisi in base al tipo di matrice e di rinforzo.

In base alla matrice si distinguono:

- **PMC** ovvero polymer matrix composite → compositi a matrice polimerica
- **MMC** ovvero metal matrix composite → compositi a matrice metallica
- **CMC** ovvero ceramic matrix composite → compositi a matrice ceramica

In base al rinforzo si suddividono in:

- Materiali compositi rinforzati con **particelle**
- Materiali compositi rinforzati con **fibre**
- **Laminati** composti da strati di vari materiali con rinforzi di fibre o particelle
- combinazione dei primi 3

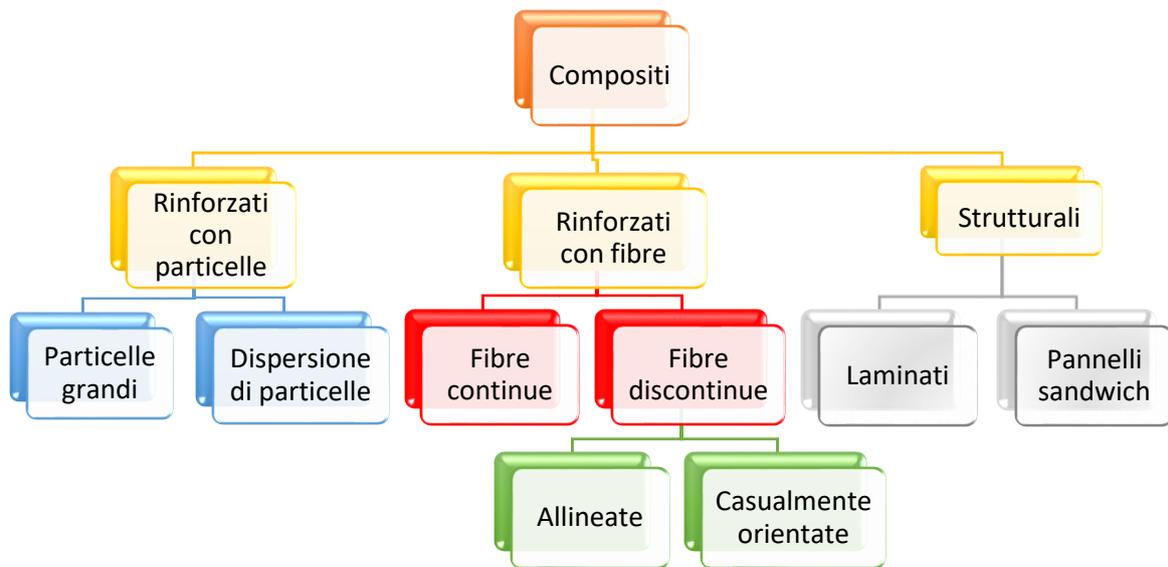


Tabella 1, Suddivisione dei materiali compositi

Nei **materiali compositi rinforzati con fibre** la matrice funge da supporto e protezione delle fibre e trasferisce i carichi nel caso qualcuna di esse si rompa. Le fibre conferiscono al componente elevata rigidità nella direzione di deposizione, mentre perpendicolarmente ad essa si dimostrano deboli e flessibili. Anche proprietà come la conducibilità termica ed elettrica variano notevolmente se misurate lungo la loro direzione o perpendicolarmente ad essa.

Le fibre presentano una sezione molto più piccola rispetto alla loro lunghezza e sono molto più rigide e resistenti del materiale da cui sono prodotte. La matrice invece presenta minori densità, rigidità e resistenza rispetto alle fibre e manifesta solitamente le proprietà del materiale di partenza.

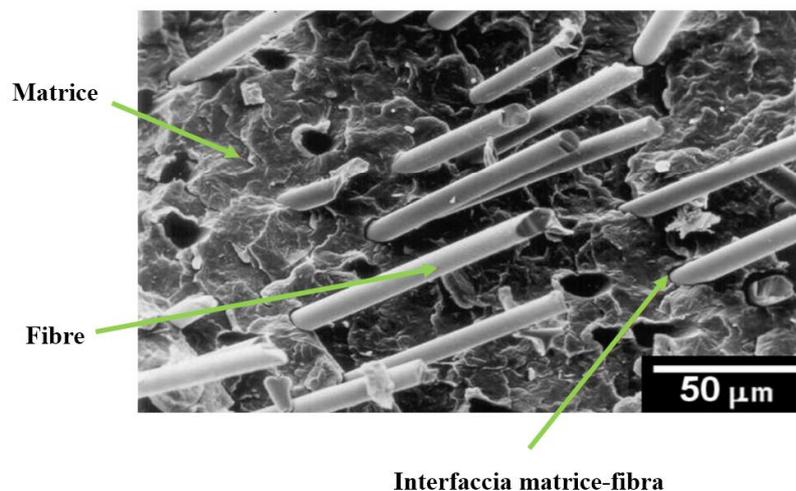


Figura 3, Immagine al microscopio di materiale composito rinforzato con fibre, [5]

In Tabella 2 si evidenziano le caratteristiche principali delle fibre e della matrice.

<b>FIBRE</b>	<b>MATRICE</b>
Conferiscono elevata resistenza al componente nella direzione di applicazione	Influenza la forma del materiale e funge da supporto
Influenzano la densità	Protegge le fibre e trasferisce il carico nel caso di rottura
Influenzano la conducibilità elettrica e termica	Minore densità rispetto alle fibre
Influenzano il coefficiente d'espansione termica del componente	Minore resistenza
Determinano i costi	Minore rigidità

*Tabella 2, Caratteristiche riassuntive di fibre e matrice*

Le fibre di rinforzo maggiormente usate sono quelle di vetro, Kevlar e carbonio. Le prime conferiscono al materiale una buona resistenza e hanno basso costo; le seconde hanno maggiore modulo elastico rispetto a quelle di vetro e densità minore; le fibre di carbonio infine presentano un modulo elastico di gran lunga superiore rispetto alle precedenti, densità intermedia e conferiscono le migliori prestazioni meccaniche al componente ma hanno costi più elevati.

<b>MATERIALE</b>	<b><math>\sigma</math>(MPa)</b>	<b><math>E</math>(GPa)</b>	<b><math>\rho</math>(kg/dm<sup>3</sup>)</b>
Vetroresina	1000÷ 1500	45	1.8
Carbonio	9000÷1400	110÷200	1.6
Kevlar	1000÷2000	85	1.4

*Tabella 3, Caratteristiche di alcune fibre*

I **laminati** per applicazioni strutturali sono costituiti da diversi strati (lamine) ciascuno dei quali, composto da una matrice e un rinforzo, viene impilato e orientato in modo diverso al fine di ottenere le proprietà di resistenza e rigidità volute. Il materiale che fa da collante tra gli strati è solitamente lo stesso di quello usato per la matrice. Il principale vantaggio dei laminati consiste proprio nella possibilità di orientamento dei singoli strati o “ply” secondo uno schema progettuale flessibile e “su misura” per sfruttarne appieno le potenzialità e ottimizzare le prestazioni meccaniche del componente. Tra i punti deboli dei laminati si elencano la delaminazione degli strati e il possibile distacco delle fibre. La prima è dovuta ad un “mismatch” delle caratteristiche dei materiali tra i vari strati che produce uno sforzo di taglio causa del problema mentre il distacco delle fibre è principalmente dovuto all'accostamento di fibre e matrice con proprietà molto diverse tra loro.

Le performance del laminato possono inoltre essere compromesse da difetti generati nel processo di lavorazione come presenza di vuoti tra gli strati, un loro orientamento scorretto e il danneggiamento delle fibre.

VANTAGGI	SVANTAGGI
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Più leggeri a parità di resistenza meccanica rispetto alle altre classi di materiali</li> <li>▪ Possibilità di ottimizzare le proprietà di resistenza nella direzione dei carichi</li> <li>▪ Possibilità di realizzare parti di forma complessa e di grandi dimensioni</li> <li>▪ Assenza di problemi di corrosione</li> <li>▪ Assenza dei fenomeni di fatica</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Maggior costo dei materiali di base</li> <li>▪ Necessità di maggiore know-how per le fasi di progettazione e realizzazione dei componenti</li> <li>▪ Penalizzazione degli ammissibili strutturali per tenere conto degli impatti non visibili</li> <li>▪ Necessità di controlli ultrasonici su tutti i componenti strutturali</li> </ul>

*Tabella 4, Vantaggi e svantaggi dei materiali compositi [1]*

## 1.2 Materiali compositi: tecniche innovative di AM

A differenza dell'industria manifatturiera tradizionale che si basa su processi sottrattivi di materiale, quella che ruota attorno alla produzione di componenti in materiale composito ben si adatta alla stampa 3D o Additive Manufacturing (AM) in quanto hanno in comune la filosofia del processo "additivo" [1]. La possibilità di poter trarre vantaggio da un design strato-dopo-strato, sfruttando le caratteristiche di forza delle fibre in funzione del loro orientamento, ha permesso un design accurato del componente per diverse applicazioni.

In special modo nel settore dell'aerospazio l'uso di strutture in composito è dettato dalla ricerca di ridurre il peso dei componenti aumentandone al contempo le proprietà di rigidità e resistenza.

Le strutture composite prodotte con le tecniche additive tradizionali prevedono la disposizione delle fibre dritte per ogni strato, secondo angoli costanti [4].

Recentemente però, la continua ricerca di ottimizzazione dei processi e delle prestazioni dei componenti prodotti, ha intrapreso nuove strade progettuali.

Si sono sviluppate così tecniche innovative di AM quali l'Automated fibre placement **AFP**, la Automated Tape Laying **ATL**, la Fused Deposition Modeling **FDM** combinata con la Continuous Fibre Fabrication **CFF** e la Continuous Tow Shearing **CTS** che hanno consentito di superare i dettami classici del progetto, grazie alla **deposizione delle fibre continue lungo percorsi preferenziali curvilinei**.

Il progettista può così sviluppare soluzioni di design non convenzionali e più efficienti variando in modo puntiforme le proprietà di rigidità e resistenza del materiale composito.

Ne consegue un “tailoring” della struttura composita con migliori proprietà meccaniche, quali rigidità e resistenza nei punti critici maggiormente sollecitati, e più leggera.

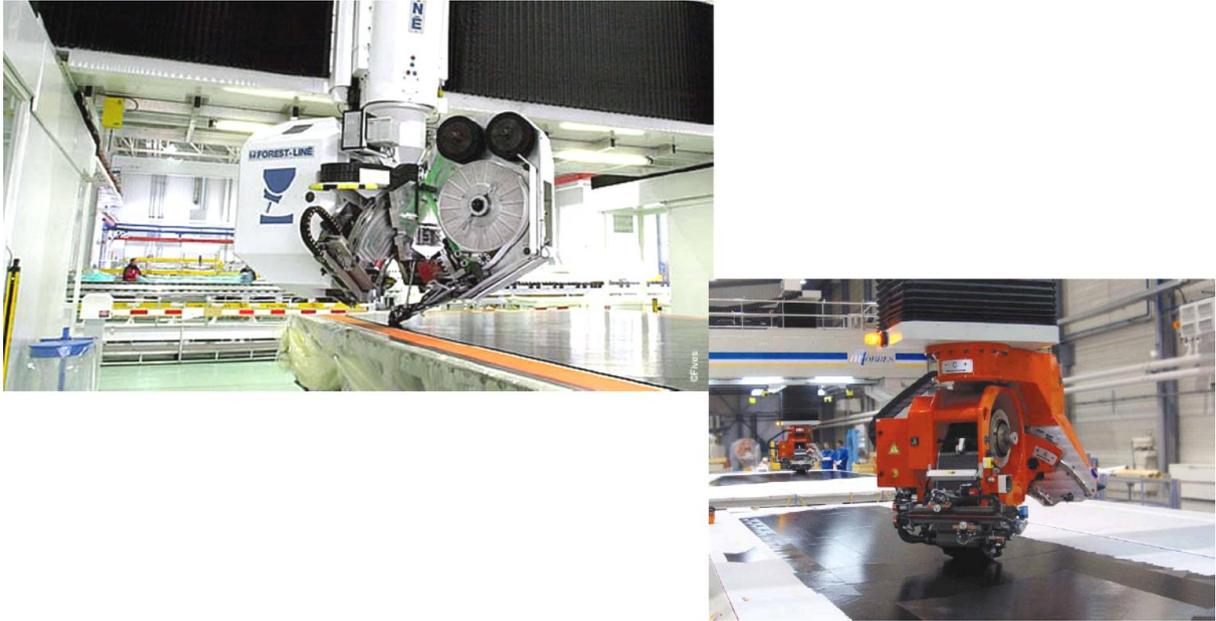
Queste nuove tecnologie hanno portato alla nascita di una nuova classe di materiali compositi: i **VAT**, **variable angle-tow** che verranno approfonditi successivamente.

### 1.3 AFP e ATL

Due delle principali tecnologie ampiamente utilizzate nell'industria aerospaziale per la produzione di strutture composite sono l'Automated Tape Laying (ATL) e l'Automated Fibre Placement (AFP). Esse nascono dalla volontà di ridurre i costi di fabbricazione dei componenti grazie alla deposizione automatica di materiale pre-preg, cioè materiali pre-impregnati composti da una matrice già rinforzata con le fibre. Le due tecniche utilizzano macchine molto simili, costituite da un robot poli-articolato controllato da computer, con una testa di posizionamento che stende nastri (tape) pre-impregnati su uno stampo per costruire il layup.

L'ATL viene impiegata per stendere in modo automatico nastri pre-impregnati **larghi** su una superficie e nello stesso tempo rimuove automaticamente il supporto dello strato.

Essa è particolarmente adatta per la produzione di grandi parti di geometria *relativamente semplice con piccole curvature* ( $\alpha = \frac{1}{R}$ ), ad esempio le superfici esterne delle ali di un aereo. I nastri sono rinforzati unidirezionalmente e hanno dimensioni tipiche che variano da 75 mm (3") a 150 mm (6") fino a 300 mm (12") a seconda delle diverse dimensioni delle macchine. Il limite principale di questa tecnologia consiste nell'accoppiamento tra larghezza del nastro depositato e raggio di curvatura del sentiero curvilineo di deposizione che la macchina può seguire. Infatti tanto più largo è il nastro delle matasse “tow”, tanto più grande sarà il raggio di curvatura e di conseguenza la curvatura del sentiero di deposizione sarà minore. Se si cercano di curvare nastri molto larghi si generano inevitabilmente difetti quali il tow gap e tow overlap. Il materiale del nastro ha una carta di supporto, che deve essere estratta quando viene applicato il pre-preg alla superficie dell'utensile. La bobina di materiale viene caricata nella bobina di alimentazione della testa di erogazione: il materiale passa attraverso delle guide, e viene compattato a pressione prima di entrare in contatto con l'utensile. Tramite quest'ultimo il nastro viene steso in un percorso programmato a computer secondo un'angolazione precisa fino a completare lo strato; una volta ultimato lo strato, la testa di laminazione, si veda Figura 4, si riporta nella posizione di partenza per procedere alla deposizione dello strato successivo. Le teste di laminazione presentano un sistema di rilevamento dei difetti ottici che invia un segnale di controllo alla macchina, che a sua volta interrompe la posa nel caso in cui si riscontri un problema. La testa di mandata dispone anche di un impianto di riscaldamento che aumenta la temperatura dei pre-impregnati al fine di garantire una maggiore adesione tra i nastri.



*Figura 4, Teste di laminazione ATL [1]*

Questo metodo di fabbricazione permette la produzione di parti altamente customizzate poiché in ogni strato le fibre di rinforzo possono essere orientate nella direzione voluta al fine di ottimizzarne le proprietà meccaniche. L'uso di robot per la deposizione degli strati in percorsi programmati su pc dall'operatore consente un'alta controllabilità e ripetibilità del processo.



*Figura 5, ATL con mandrino rotante [1]*

ATL	
Vantaggi	Svantaggi
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Alta velocità di layup</li> <li>▪ Elevate proprietà meccaniche</li> <li>▪ Produzione di componenti di grandi dimensioni</li> <li>▪ Automazione e riproducibilità</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Costi iniziali elevati di attrezzaggio</li> <li>▪ Complessità delle parti limitata</li> <li>▪ Dipendenza tra larghezze dei nastri depositati e curvatura</li> <li>▪ Difetti indotti quali: tow gap e tow overlap</li> </ul>

L'**AFP** è simile all'ATL ma utilizza strisce o matasse pre-impregnate **strette**, la cui larghezza può variare da 0.125 pollici (31.75 mm) fino a 0.5 (127 mm), che vengono collimate sulla testa di layup e quindi depositate insieme. Poiché i nastri più stretti, a differenza di quelli larghi usati nell'ATL, si adattano meglio su superfici curve, l'AFP può essere utilizzata per produrre **geometrie molto più complesse** come, ad esempio, sezioni del longherone alare. Per ottenere una buona qualità del layup, è essenziale controllare tutti i parametri di processo quali temperatura di riscaldamento del pre-preg, pressione di compattazione, velocità di posizionamento, traiettorie della macchina.

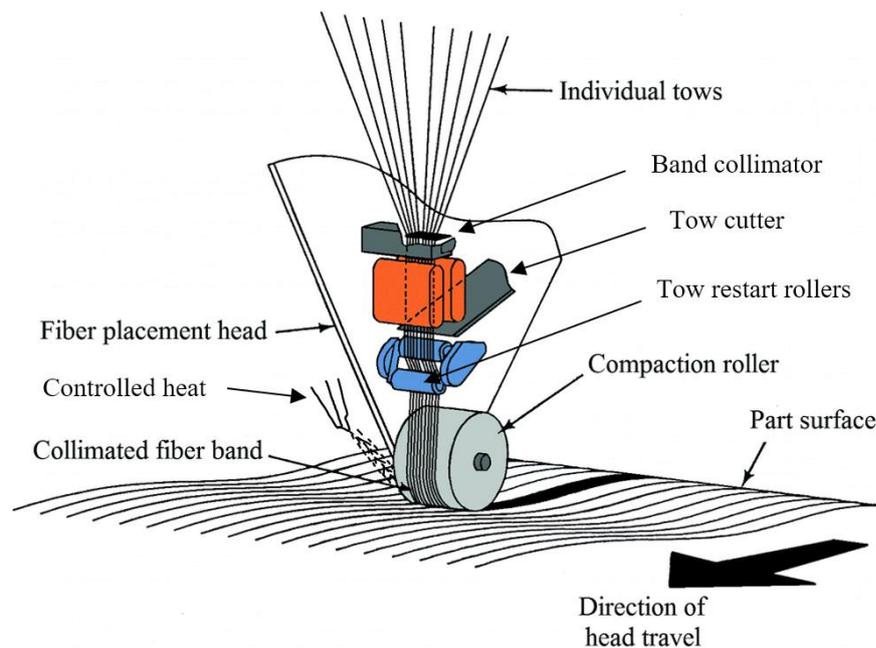


Figura 6, Schema testa di laminazione di AFP



*Figura 8, Processo produttivo con AFP [1]*



*Figura 7, Laminazione AFP sezione di fusoliera Boeing 787, Leonardo Grottaglie [1]*

Negli anni sono state implementate regole di progettazione per ottimizzare le traiettorie di deposizione al fine di ottenere le massime proprietà meccaniche quali rigidità e resistenza del componente in costruzione. Tuttavia, ciò è ancora insufficiente a garantire la produzione di componenti privi di difetti poiché la tolleranza nel movimento della testa di posizionamento delle fibre, le fibre sterzate e la variazione della larghezza del traino contribuiscono all'introduzione di spazi vuoti e sovrapposizioni all'interno del laminato. Inoltre, il processo di ottimizzazione della traiettoria della macchina può essere esso stesso responsabile dell'introduzione di ulteriori difetti. Un approccio innovativo [11] consiste nel combinare l'AFP con l'AM: dei sensori ottici rilevano la presenza di vuoti che vengono riempiti dalla stampante 3D attraverso l'impiego di Carbon Continuous-Fibre Reinforced Plastic (CFRP), ovvero polimeri rinforzati con fibre continue di carbonio. I componenti risultanti sono omogenei e leggeri in quanto non sono usati ulteriori strati per compensare la presenza dei vuoti e vengono prodotti più velocemente e con costi minori.

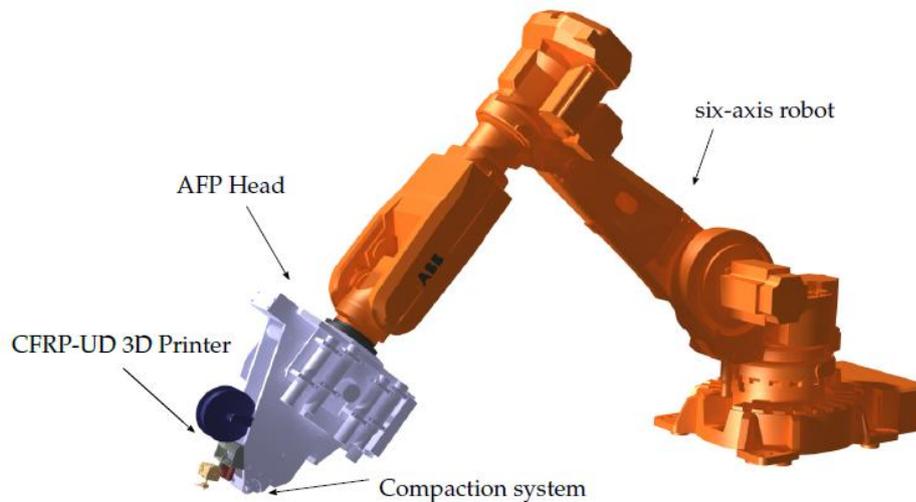


Figura 9, Robot AFP a 6 assi con testa 3D integrata CFRP [11]

## 1.4 CTS

La Continuous Tow Shearing CTS è stata sviluppata all'Università di Bristol con l'obiettivo di ricercare un metodo innovativo di deposizione delle matasse di fibre lungo percorsi curvilinei che non producesse i principali difetti che si generano con l'ATL/AFP, [34], ovvero:

- buckling delle fibre
- raddrizzamento delle fibre
- “tasche” con matrice residua

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.

Anche se l'AFP consente di depositare nastri di matasse pre-impregnate più strette rispetto all'ATL, entrambe le tecnologie sono limitate da un raggio minimo che si attesta intorno a 500 mm o più. La testa di posizionamento delle fibre impone il cammino curvilineo attraverso uno stato di deformazione flessionale nel piano, inducendo i difetti principali di cui sopra.

La tecnica del Continuous Tow Shearing sfrutta invece una deformazione a taglio (da qui Shearing) nel piano che minimizza i difetti quali buckling delle fibre, tow wrinkling e raddrizzamento, Figura 10.

In che modo la macchina attribuisce la deformazione a taglio? La testa che dispone i nastri di fibre presenta una cosiddetta “compaction shoe” ovvero uno pattino per compattare una parte del nastro depositato al substrato; in più presenta un “pinch device” ovvero una specie di pinza che, facendo presa sul nastro e scorrendo, lo shifta della quantità desiderata con continuità, imponendo così la deformazione a taglio risultante che asseconda il sentiero curvilineo.

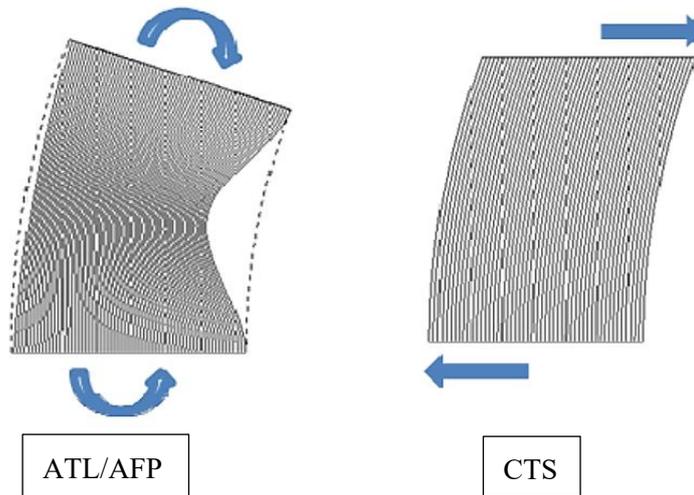


Figura 10, A sinistra piastra con deformazione nel piano relativa alle tecniche di ATL/AFP, a destra deformazione nel piano a taglio relativa alla tecnica di CTS

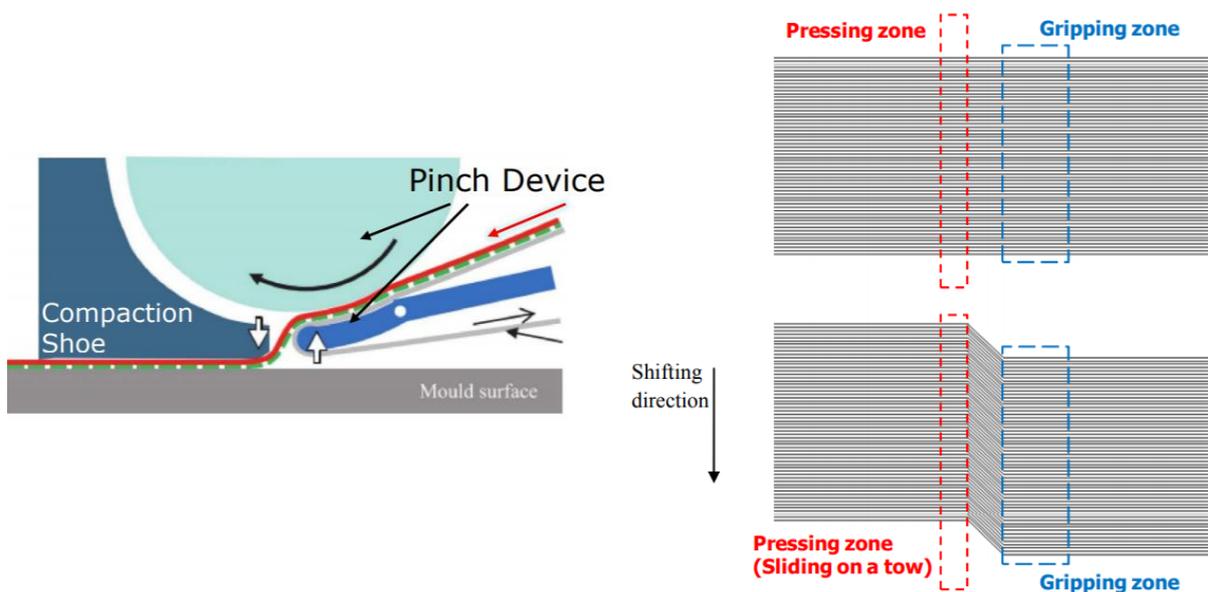


Figura 11, Schema del meccanismo della testa di CTS a sinistra che impone la deformazione a taglio a destra

La CTS consente non solo di minimizzare i difetti di cui sopra, ma riduce anche il tow overlap e il tow gap ed è molto efficiente nella deposizione delle matasse in modo “shiftato”. 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.

La differenza chiave della CTS consiste nel fatto che il materiale da depositare viene impregnato poco prima della sua deposizione e non prima come nell’ATL/AFP. Le matasse infatti sono secche, “dry tow”, perché altrimenti lo strumento che fa presa sul nastro non depositato andrebbe a causare il distacco della parte appena depositata. Questo però comporta un rallentamento nella deposizione dei tow e risulta necessario un controllo molto accurato della posizione e della velocità della testa di deposizione. Quindi

sebbene la CTS migliori sotto molti aspetti le già affermate tecniche di ATL/AFP, il processo comporta ancora alcuni svantaggi che risultano in perdita d'accuratezza e qualità del componente.

## 1.5 FDM

Nel 1988 Scott Crump scoprì l'FDM ed in seguito fondò Stratasys nel Minnesota. Questa tecnica di stampaggio 3D si basa sulla deposizione a filo di polimeri termoplastici o elastomeri per *estrazione* [10]. La Figura 12 illustra uno schema dei principali componenti della stampante 3D: l'estrusore descritto in seguito in dettaglio, una piattaforma di costruzione (build platform) o piatto che trasla in verticale su cui c'è una base di appoggio, 2 bobine di materiale polimerico in filamenti.

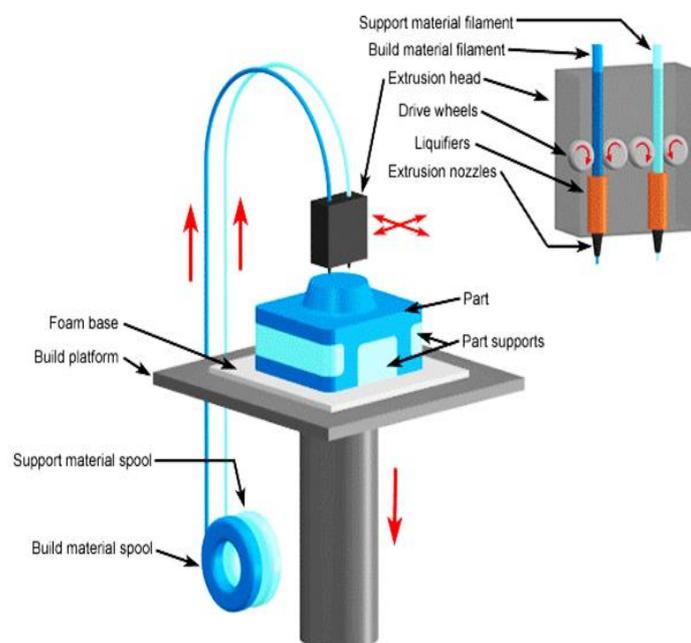


Figura 12, Schema Fused Deposition Modeling (FDM)

### Il processo

Il processo di costruzione del provino si articola nelle fasi di:

- preparazione del file macchina
- costruzione degli strati
- pulizia e finitura

### Preparazione del file macchina

Questa fase avviene in Workstation e prevede la modellazione CAD a cui seguono la predisposizione dei supporti, ove necessari, per il sostegno delle parti sporgenti e l'esecuzione dello slicing per ricavare la geometria delle singole sezioni del modello.

## Costruzione delle sezioni

In questa fase, sotto il controllo del calcolatore di processo (meccanismo a controllo numerico), l'estrusore deposita, strato dopo strato, il/i filamento/i di polimero termoplastico, elastomero o cera allo stato fuso, muovendosi nel piano XY. Esso è composto da un meccanismo di ruote dentate che movimentano il filamento in maniera precisa; contiene inoltre un blocco di resistenze, in forma di bobine, che riscaldano il materiale e lo mantengono ad una temperatura tale che quando fuoriesce dall'ugello di estrusione si unisce stabilmente allo strato formato in precedenza. Solitamente l'estrusore accoglie un ulteriore filamento che svolge il ruolo di materiale di supporto: esso presenta caratteristiche termo-meccaniche leggermente inferiori, per non avere distorsioni nel prototipo nel momento del distacco da esso, ed è di solito di colore diverso. Uno schema di funzionamento qualitativo del meccanismo è rappresentato nelle Figure 13-14.

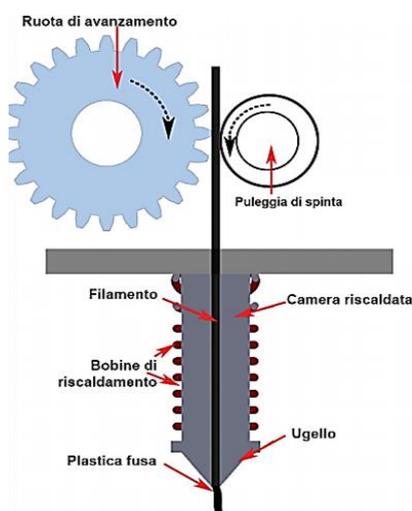


Figura 13, Principio di funzionamento dell'estrusore

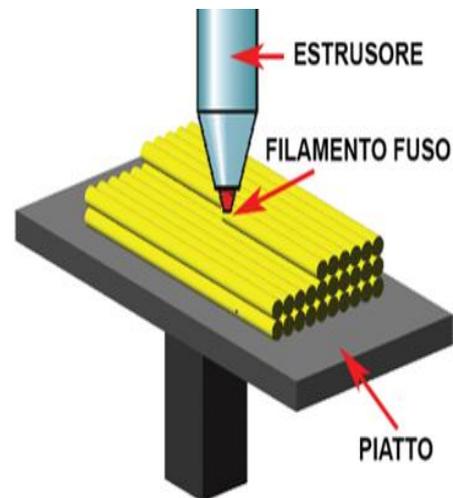


Figura 14, Il materiale polimerico fuso viene depositato in filamenti molto sottili, uno sull'altro, fino a formare il modello completo

Una volta realizzati i perimetri interni ed esterni dello strato, questi vengono collegati con un certo numero di nervature per incrementare la resistenza meccanica del prototipo. Creato lo strato, la piattaforma si abbassa, e l'estrusore deposita quello successivo. L'accuratezza dello spessore verticale è determinata dal diametro della punta (ugello di estrusione) che varia da 0.127 a 0.33 mm, mentre nel piano XY si può raggiungere la precisione di 0.025-0.03 mm.

## Pulizia e finitura

È sufficiente eliminare i supporti ed eseguire la finitura manuale per migliorare la rugosità delle superfici del pezzo. Si possono effettuare lavorazioni successive come la verniciatura.

## Applicazioni tipiche

- **Test funzionali e di forma**
- **Modelli di rapid tooling**

- *Parti dettagliate, prototipi e pezzi finali, attrezzature e componenti in campo aerospaziale*
- **Applicazioni in campo biomedico**
- **Applicazioni in condizioni di alta temperatura**

#### **Materiali**

- Termoplastici: PLA, Nylon, PMMA, PC, PA, PET, PP, PVA, PPSF/PPSU, ABS, Ultem 9085, cere da microfusione...
- Elastomeri

## **1.6 CFF**

L'FDM consente di produrre parti con materiali e geometria comuni a quelle dell'injection molding (tecnica di lavorazione tradizionale) ma che possono presentare svantaggi rispetto ad esse in termini di minori proprietà elastiche, possibili delaminazioni e rottura prematura [8]. Il processo additivo strato-dopo-strato conferisce al componente caratteristiche meccaniche fuori dal piano inferiori rispetto a quelle nel piano e proprietà ortotrope.

Recentemente, in combinazione alla FDM, è stata introdotta da Markforged® la tecnica della Continuous Fibre Fabrication, **CFF**, che consente la stampa di materiali compositi con un **rinforzo composto da fibre continue**.

Quando le fibre continue (carbonio, vetro, kevlar...) sono stampate nel piano, esse aumentano significativamente le proprietà di resistenza e rigidità rispetto alla parte fabbricata con la tecnica di stampa tradizionale FDM.

Questa tecnologia innovativa prevede stampanti composte da due estrusori: il primo si comporta come un normale estrusore a filamento FDM che deposita uno strato di materiale termoplastico (ad esempio Nylon, Onyx), andando a comporre lo strato esterno del pezzo e le parti di matrice, mentre il secondo deposita un filamento continuo di rinforzo che può essere di fibra di carbonio, di kevlar o di vetro. In questo modo è possibile ottenere parti rinforzate ad hoc con caratteristiche meccaniche paragonabili a pezzi lavorati a macchina in metallo. Vi sono due diverse modalità di deposizione delle fibre di rinforzo:

- **Isotropica:** le fibre vengono depositate in diverse direzioni secondo un orientamento imposto, ottenendo un comportamento simile lungo le due dimensioni del piano e migliorando la resistenza a flessione nel piano XY
- **Concentrica:** le fibre vengono depositate e disposte in modo da creare delle shell di rinforzo intorno a pareti interne-esterne e fori, aumentando la resistenza a flessione attorno all'asse Z verticale. Con la deposizione concentrica l'utente può scegliere di rinforzare:
  - soltanto la shell esterna aggiungendo rinforzi al perimetro

- solo i fori: questo aggiunge anelli concentrici di rinforzo attorno a tutte le cavità della parte
- tutte le pareti: questo setting aggiunge lo specifico numero di anelli concentrici sia al perimetro della parte che a tutte le rientranze. Si combina quindi l'effetto di rinforzo sia dell'Outer shell che dell'Inner hole.

## 1.7 VAT

La progettazione classica dei laminati compositi prevede che le fibre siano disposte secondo angoli costanti per ogni strato, tipicamente limitati a  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  e  $\pm 45^\circ$ , al fine di ottenere un laminato che soddisfi al meglio i requisiti di rigidità, resistenza e costi [4]. I tipici laminati in composito presentano una serie di strati con fibre di rinforzo orientate in diverse direzioni, Figura 15, e le loro proprietà dipendono dallo spessore e dall'orientamento delle fibre nei diversi strati.

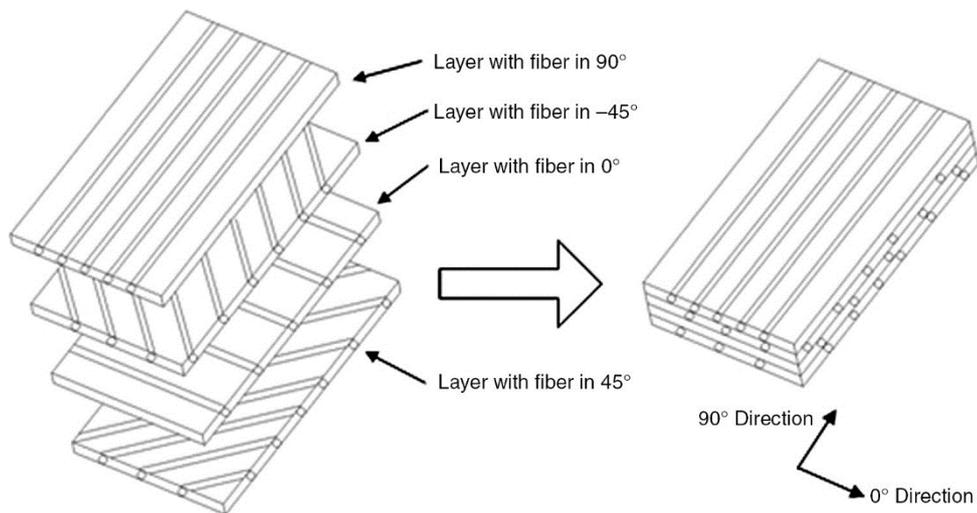


Figura 15, Schema tipico di laminato in composito [4]

Questo approccio però ignora le piene potenzialità dei materiali compositi poiché risulta vincolato da un numero limitato di possibili combinazioni di orientamento delle fibre di rinforzo.

Si è pensato quindi di sviluppare idee progettuali innovative per sfruttare a pieno le proprietà di questi materiali, ottenendo:

- laminati con patches sovrapposte, A
- laminati con strati ripiegati, B

- laminati con fibre disposte lungo traiettorie curvilinee, C

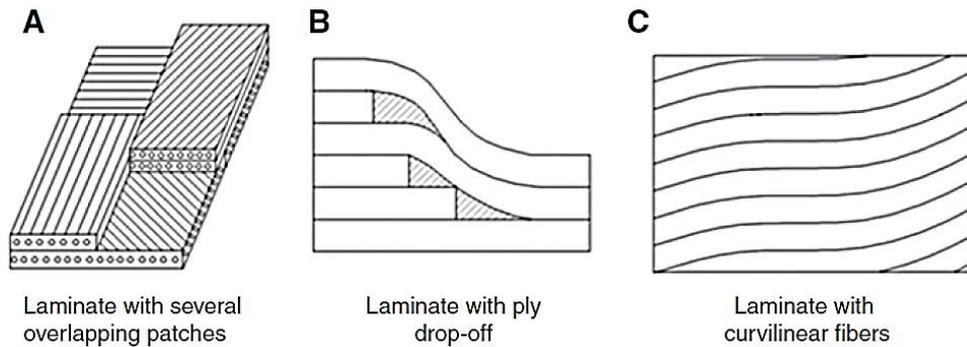


Figura 16, 3 diversi design di laminati in composito, [4]

L'ultimo tipo di laminato consente oltre che di orientare le fibre secondo la direzione voluta anche di mantenere le fibre di rinforzo continue, senza creare discontinuità di comportamento tipiche dei laminati A e B.

Le tecnologie innovative precedentemente introdotte hanno permesso la nascita dei Variable Angle Tow (VAT): essi rappresentano una nuova categoria di materiali compositi laminati in cui è possibile variare per ogni strato l'orientamento delle fibre di rinforzo secondo un sentiero (path) curvilineo al fine di ottimizzare le proprietà meccaniche del componente risultante [7]. I sentieri di deposizione delle fibre così si svincolano dai classici orientamenti ad angoli costanti dei compositi tradizionali, rendendo possibile una variazione puntuale delle proprietà del materiale.

Il risultato è una possibilità di **tailoring** del materiale composito: lo studio di soluzioni non convenzionali va di pari passo con lo studio di una strategia ben precisa di deposizione delle fibre al fine di conferire caratteristiche superiori al componente e di ottimizzare il processo produttivo.

I vantaggi dei VAT rispetto ai compositi tradizionali sono:

- maggiori rigidezza e resistenza
- migliore comportamento della struttura se soggetta a carichi di buckling
- risposta dinamica alla vibrazione libera più efficace
- redistribuzione dei carichi applicati al laminato VAT più adeguata
- comportamento vantaggioso in post-buckling
- riduzione di peso e spessore del componente

## 1.7.1 Limiti e difetti indotti dal processo dei VAT

Il processo di manifattura additivo non è ancora definito nella totalità dei casi in modo scientifico ma, in alcuni casi, si fa ricorso a prove empiriche "by trial and error" che possono far insorgere alcuni limiti di design, aumentarne i costi e allungare i tempi di implementazione industriale.

È necessario infatti porre attenzione a diversi fattori che possono influenzare la buona riuscita del progetto: le tecniche automatiche descritte hanno come vantaggio quello di aumentare il rate di produzione di componenti anche complessi e la loro ripetibilità, ma non sono esenti da difetti.

Si devono quindi ricercare strumenti che permettano di capire se quel componente può essere o meno processato con le tecniche di AM incontrando gli stringenti requisiti di qualità e gli elevati livelli di produzione richiesti dall'industria, in special modo quella aerospaziale.

1. È necessario caratterizzare il materiale che va impiegato per poterne definire la finestra di processo in cui va applicato in termini di temperatura e pressione
2. Bisogna definire il processo di manufacturing in funzione dei parametri della macchina (stampante) che si impiega e relazionarli con i *parametri di processo* quali  $T, p, F$
3. Definiti 1-2, si verifica se si sovrappongono ovvero c'è una cosiddetta "window process" in cui il materiale selezionato può essere processato soddisfacendo i requisiti di progetto

La buona riuscita del componente dal punto di vista delle proprietà meccaniche è legata a diversi *parametri della stampante* quali:

- Temperatura di stampa
- Disposizione del piano di stampa
- Distanza dell'ugello dal piano di stampa
- Condizioni di carico ( $F, p, \dots$ )
- Presenza di supporti o parti sospese
- Superficie di contatto con il letto di stampa...
- Velocità del rullo
- Raggio di curvatura

Le fibre depositate sottoforma di matasse (tow) lungo percorsi curvilinei inducono [32] difetti principali e secondari:

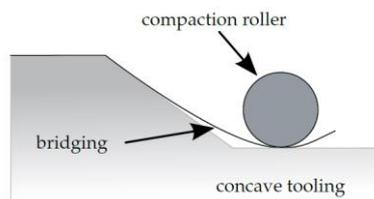
Tra i difetti principali rientrano:

- *Tow gap*, ovvero intervalli tra i tow depositati in cui non vengono deposte fibre data la natura curvilinea del "reference path", che costituiscono difetti e discontinuità nel materiale
- *Tow overlap*, sentieri adiacenti che iniziano a sovrapporsi non consentendo la corretta deposizione delle fibre

Tra i difetti secondari si possono elencare:

- *Deviazioni angolari delle fibre* depositate rispetto alla curva di riferimento "reference path" dovute alle geometrie complesse
- *Disallineamenti delle matasse* (waviness) di fibre nel piano quando vengono "stirate" attorno ad una geometria complessa
- *Ondeggiamenti delle fibre* innescati da instabilità locali (local buckling)

- *Twisting delle matasse* (twisting tow) legato a fluttuazioni dello spessore del materiale delle fibre
- *Bridging e Crowning*



Queste imperfezioni si generano a seconda che la superficie interessata dalla deposizione sia concava (bridging) o convessa (crowning)

- *Tow wrinkling* ovvero imperfezioni legate a corrugazioni della superficie che avviene quando viene meno l'adesione tra fibre e matrice
- *Vuoti e inclusioni* che sono negativi ai fini della resistenza e del comportamento a fatica del componente
- *Stress residui e deformazioni indotte dal processo*

Infine il gran numero di variabili di design e vincoli di manifattura incrementano i costi di progetto e la complessità del problema ed sono necessari strumenti numerici adeguati per la risoluzione dell'analisi.

## 1.7.2 Letteratura dei VAT

Facendo riferimento a [4] e [17] viene fornita una sintesi di letteratura dei VAT classificandola in funzione degli obiettivi di design e delle conseguenti performance raggiunte con questa tecnica innovativa.

I criteri di progetto vengono suddivisi in base a:

1. resistenza massima del componente VAT
2. resistenza al buckling
3. capacità di postbuckling
4. frequenza naturale
5. vibrazioni libere
6. peso e spessore minimi

### 1. Design per massimizzare la resistenza

Nei materiali compositi tradizionali i processi di manifattura comportano numerosi tagli e giunture che sono siti di concentrazione degli stress. I VAT, grazie alla libertà di design, consentono di orientare le fibre e concentrarle dove necessario *riducendo notevolmente il fattore di concentrazione degli sforzi e mantenendo la continuità delle fibre*. Tra i primi a sfruttare le potenzialità dei VAT su piastre intagliate furono *Hyer e Lee* [21] e recentemente su piastre forate *Tosh e Kelly* [22]. Il risultato fu che le fibre

allineate secondo le direzioni degli stress principali consentirono loro di ridurre gli stress in corrispondenza delle discontinuità e di aumentarne la resistenza.

*E. Zappino, M. Filippi, A. Pagani, M. Petiti, E. Carrera* [15] hanno analizzato per via sperimentale e numerica gli effetti benefici della deposizione di fibre di rinforzo concentriche poste attorno ad un foro di una piastra stampata con AM. Le fibre di rinforzo concentriche riducono la concentrazione di stress nell'area interessata dal foro variando notevolmente il campo di deformazioni risultante.

## **2. Design per resistenza al buckling**

Le performance di buckling sono di primario interesse per strutture composite in campo aerospaziale e non. In generale le strutture ingegneristiche se soggette a determinati carichi possono andare in instabilità (buckling).

I VAT consentono un approccio di “tailoring” al problema del buckling variando l'orientamento delle fibre secondo direzioni preferenziali di resistenza all'instabilità.

Tra i primi a studiare il comportamento dei pannelli VAT soggetti a buckling furono *Gurdal e Olmedo* [23] che, disponendo le fibre perpendicolarmente alla direzione del carico applicato, dimostrarono che in tal modo il carico si ri-distribuiva in modo vantaggioso migliorando la resistenza al buckling.

*Gurdal et al.* dimostrarono che, utilizzando una disposizione curvilinea delle fibre in un pannello con foro centrale, i carichi massimi di buckling venivano incrementati del 60%.

Per ottenere la massima resistenza ai carichi di buckling l'angolo di orientamento delle fibre di rinforzo diventa il parametro di progetto, aumentando notevolmente la complessità del processo di design del componente. Per questo motivo sono stati studiati diversi metodi di ottimizzazione per definire i sentieri di deposizione delle fibre come quelli basati sul gradiente o su algoritmi genetici. Essi poi sono stati validati attraverso simulazioni numeriche dato l'elevato numero di variabili coinvolte e il rispetto dei vincoli di manifattura. *Ijsselmuiden et al.* hanno condotto studi sul massimo carico di buckling sfruttando come parametro di design quello di laminazione ricavando un notevole incremento del carico di buckling dei pannelli VAT se paragonati a pannelli con stesso numero di strati ma con fibre disposte secondo angoli costanti negli stessi.

*Chen et al.* [25] hanno investigato gli effetti della delaminazione sul comportamento a buckling di strutture composite VAT soggette a compressione. Il risultato del loro studio ha mostrato come la resistenza a buckling dei pannelli VAT delaminati è di gran lunga superiore a quella degli stessi pannelli compositi con fibre orientate in modo costante nello strato.

## **3. Design per capacità di postbuckling**

Per quanto riguarda i pannelli in materiale composito tradizionali non è ammesso che lavorino in post-buckling in quanto non se ne conosce il comportamento a fatica relativa a danni da impatto. Quest'ultimi

infatti se soggetti a taglio dovuto a danni da impatto delaminano e ciò può portare all'esplosione del pannello.

Invece strutture a guscio sottile in materiale composito riescono a sostenere un carico assiale di compressione anche oltre il buckling iniziale. Essi infatti riescono a sostenere il carico senza rompersi in uno stato di postbuckling; metodi innovativi sono oggetto di studio per sfruttare le potenzialità dei pannelli compositi a rigidità variabile in postbuckling per alleggerire ulteriormente le strutture.

I primi ad analizzare il comportamento in postbuckling di pannelli a rigidità variabile furono *Raju et al.* [26] che presentarono un metodo "differenziale di quadratura" per risolvere tale problema che è non-lineare. Un approccio simile fu studiato e messo in pratica da *White, Raju e P. Weaver* [27] per lo studio di postbuckling su un guscio cilindrico a rigidità variabile. *White e Weaver* [28] successivamente fornirono un efficiente modello per lo studio di pannelli a rigidità variabile soggetti a postbuckling che sfruttava un algoritmo genetico per risolvere l'analisi.

I risultati evidenziano come piastre a rigidità variabile abbiano performance di buckling superiori rispetto a quelle con fibre con orientamento costante.

#### **4. Design per frequenza naturale**

La frequenza naturale rappresenta uno dei fattori chiave nello studio delle performance dinamiche delle strutture in generale e in particolare di quelle composite. Ogni struttura è caratterizzata da un set di modi propri di vibrare che dipendono dalle sue caratteristiche di massa e di rigidità. Tra gli studi riguardanti gli effetti della variazione dell'angolo delle fibre sulla frequenza naturale e sui modi propri di vibrare dei pannelli VAT si possono citare quelli di *Honda et al.* [29]. Essi osservarono che i pannelli VAT presentano una significativa variazione nelle forme modali di vibrare in virtù di un aumento o decremento della frequenza naturale legata al diverso orientamento dell'angolo delle fibre.

#### **5. Design di analisi di vibrazioni libere**

*A. Viglietti, E. Zappino, E. Carrera* [16] partendo da un modello trave basato sulla Carrera Unified Formulation per l'analisi di vibrazione libera di un laminato VAT con fibre curvilinee hanno concluso che un modello cinematico 1D raffinato, basato su adeguati strumenti numerici è affidabile per descrivere questi tipi di strutture. Si evidenzia inoltre la potenzialità dei VAT di poter distribuire la rigidità sul pannello e di ottenere le frequenze e le forme modali volute. Infine si evidenzia come l'introduzione delle fibre curvilinee nel laminato può dar vita ad effetti complessi d'accoppiamento che non si rilevano con le teorie classiche.

#### **6. Design per minimizzare il peso e lo spessore**

*Parnas et al.* [30] hanno presentato una metodologia per il design di strutture laminate composite con fibre curvilinee per minimizzarne il peso. Utilizzando le curve cubiche di Bezier (curve polinomiali) per

approssimare gli angoli delle fibre nello strato hanno dimostrato che l'impiego di fibre curvilinee piuttosto che quelle "dritte" consente un design più flessibile che riduce il peso e lo spessore del componente finale.

### Applicazioni

Esempi di applicazioni VAT in campo aerospaziale che sfruttano la tecnica Continuous Tow Shearing (CTS) sviluppata all'università di Bristol a partire dal 2010, [20]:

- Applicazione con disposizione delle fibre curvilinee a doppia curvatura su stampi di parti di fusoliera

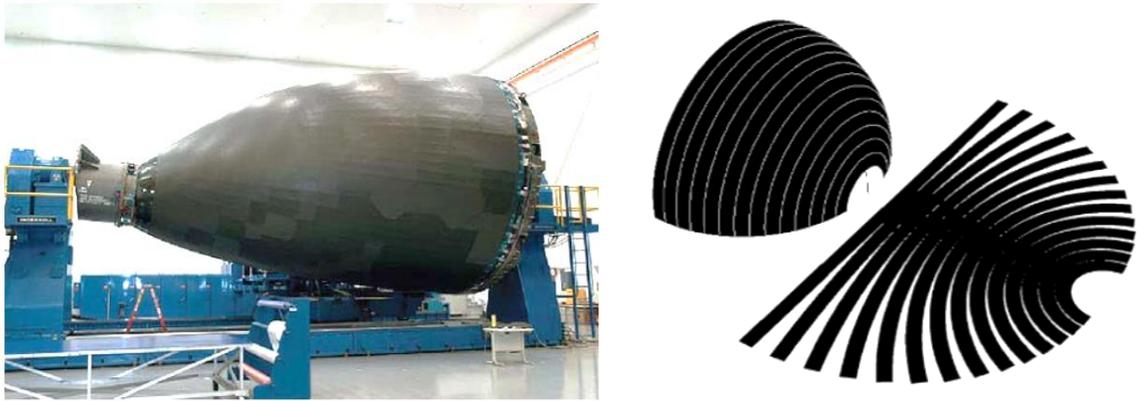


Figura 17, Applicazione con disposizione delle fibre curvilinee a doppia curvatura su stampi di parti di fusoliera

- Efficienza strutturale ottenuta sfruttando la possibilità di deposizione curvilinea delle fibre



[2] Coburn et al. 2015      [3] Chauncey Wu et al. 2009

Figura 18, Redistribuzione del carico su pannelli VAT con fibre curvilinee dello skin alare e sulla fusoliera

Nella parte sinistra della Figura 18 si può notare come pannelli con disposizione di fibre curvilinee a rigidità variabile trovino applicazione come pannelli di rivestimento nelle ali dei velivoli (skin panel). Infatti la distribuzione delle fibre viene sfruttata per spostare i carichi in corrispondenza dei rivetti, così che i modi di buckling si instaurino effettivamente nello skin panel tra i rivetti.

Considerando la fusoliera di un velivolo soggetta a momento flettente e schematizzandola, in prima approssimazione, come il cilindro di Figura 18, è possibile ottimizzare l'efficienza strutturale della

stessa disponendo le fibre lungo un sentiero curvilineo con angoli pari a  $0^\circ$  alle estremità e  $45^\circ$  al centro. In questo modo si combinano le proprietà di rigidità flessionale all'estremità superiore e inferiore grazie alle fibre disposte a  $0^\circ$  e una buona resistenza al taglio nella regione centrale attraverso quelle a  $45^\circ$ .

I componenti di velivoli realizzati con AFP o ATL stanno crescendo notevolmente in numero e con riferimento alla Figura 19, si elencano [33]:

- dispositivi per generare e modificare la portanza quali aileron, spoiler e flap
- componentistica del case dei propulsori quali carenature delle prese d'aria, inversori di spinta...
- ali e strutture degli impennaggi primari quali: spar, rib, stringer, skin e trailing edge
- strutture della fusoliera quali spar e stringer

Manufacturer	Type	Components
Boeing [10,11,19-22]	777, 787 V-22 Osprey	wing, empennage, fuselage
Airbus [9,10,20-22]	A319/ A320/ A321, A330/ A340, A350, A380, A400M	empennage, wing, fuselage
Bombardier [20]	C-Series	fuselage
Fairchild Dornier [10]	Do 728	empennage
Gulfstream Aerospace [10]	Gulfstream IV	wing
Dassault Aviation [10]	Dassault Falcon	empennage
Hawker Beechcraft Corporation [11,20]	Premier 1, Hawker 4000	fuselage
Northrop [9,10]	B-2	wing
Grumman Aerospace Corporation [10]	A-6 Intruder	wing
Vought Aircraft [10,11,21]	C-17	empennage
Lockheed Martin [10,11,20]	F-22, F-35, C-130	wing, empennage
Eurofighter [10]	Eurofighter Typhoon	wing

Figura 19, Principali industrie aerospaziali e relativi componenti prodotti tramite AFP o ATL

## 2 VALIDAZIONE MODELLIZZAZIONE VAT

Si introduce di seguito il materiale base scelto per la fase di modellizzazione VAT, ovvero l'Onyx.

### 2.1 Caratteristiche generali dell'Onyx

L'Onyx è un materiale ottenuto combinando il Nylon ingegneristico con fibre di carbonio spezzettate [https://markforged.com/]. Esso mantiene le elevate caratteristiche di finitura superficiale del minerale da cui deriva a cui aggiunge un'elevata rigidità fornita dalle fibre di carbonio spezzettate "chopped". Per queste migliorate prestazioni viene utilizzato come materiale di base per la stampa 3D da combinarsi con diverse tipologie di fibre di rinforzo.

#### 2.1.1 Proprietà del materiale

I micro-rinforzi di carbonio lo rendono quasi due volte più rigido dell'ABS e, grazie all'aggiunta del Nylon ingegneristico, esso è più robusto e resistente all'usura. La sua resistenza termica è molto elevata e il degrado delle prestazioni si verifica ad una temperatura di circa 145°C. Inoltre può combinarsi con le fibre di carbonio, di Kevlar, di vetro tradizionale o High Strength High Temperature (HSHT) per ottenere dalla stampa 3D un componente con migliori proprietà di resistenza e rigidità. Nella Figura 20 è diagrammata la caratteristica  $\sigma - \varepsilon$  dell'Onyx soggetto a flessione e si possono notare i vantaggi in termini di deformazione, a pari tensione applicata, rispetto all'ABS o al Nylon.

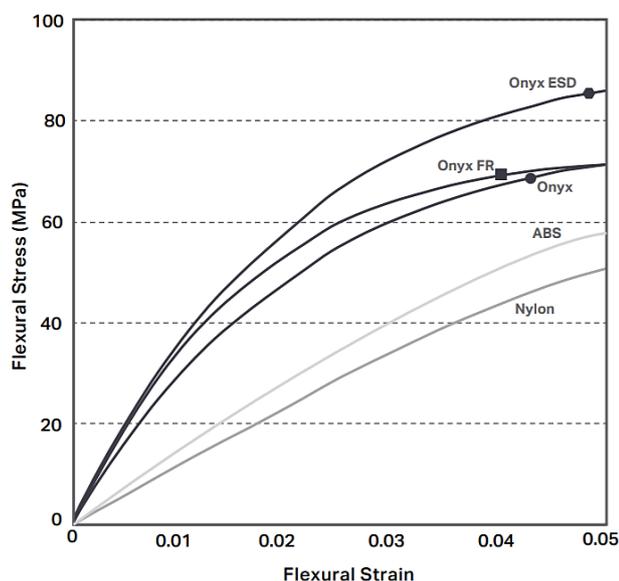


Figura 20, Diagramma  $\sigma - \varepsilon$  rappresentativo delle proprietà dell'Onyx

In Figura 21 sono invece schematizzate le principale performance meccaniche del materiale: gli elevati valori di finitura superficiale, l'alta resistenza chimica e la capacità di sopportare alte temperature sono i punti di forza del materiale.

<b>Composite Base</b>	<b>Test (ASTM)</b>	<b>Onyx</b>
Tensile Modulus (GPa)	D638	2.4
Tensile Stress at Yield (MPa)	D638	40
Tensile Stress at Break (MPa)	D638	37
Tensile Strain at Break (%)	D638	25
Flexural Strength (MPa)	D790 <sup>1</sup>	71
Flexural Modulus (GPa)	D790 <sup>1</sup>	3.0
Heat Deflection Temp (°C)	D648 B	145
Flame Resistance	UL94	—
Izod Impact - notched (J/m)	D256-10 A	330
Surface Resistance (Ω)	ANSI/ESD STM11.11 <sup>3</sup>	—
Density (g/cm <sup>3</sup> )	—	1.2

*Figura 21, Proprietà dell'Onyx*

### 2.1.2 Stabilità dimensionale

Un altro vantaggio dell'Onyx è l'elevata stabilità dimensionale che garantisce un'accurata corrispondenza tra modello CAD e componente stampato. Ciò si traduce in deformazioni contenute, minori supporti necessari per le parti a sbalzo e spigoli più definiti. Questo è reso possibile dai micro-rinforzi delle fibre spezzettate di carbonio che consentono una più efficace dissipazione del calore e quindi una minore deformazione termica.

### 2.1.3 Finitura superficiale

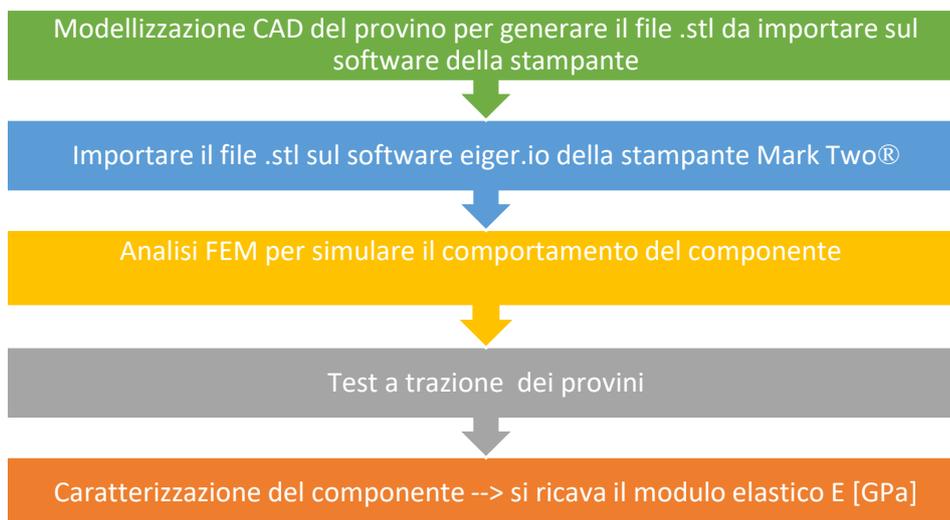
Dal punto di vista estetico il componente finale in Onyx presenta superfici molto lisce di colore nero opaco che, a differenza del Nylon traslucido, non lasciano trasparire gli strati di fibra depositati. Inoltre le imperfezioni risultano minimizzate e le “cuciture” tra gli strati sono invisibili.

### 2.1.4 Post-processing non necessari

L'elevata stabilità dimensionale combinata con l'accurata finitura superficiale fanno sì che il componente finale non necessiti di ulteriori lavorazioni quali tintura, sabbiatura o bagni chimici...per eliminare eventuali imperfezioni o chiudere gap. Il componente in Onyx è quindi pronto per l'uso!

## 2.2 Modellizzazione provini in Onyx

Il primo step per approcciarsi alla modellizzazione VAT consiste nella realizzazione di provini pieni in Onyx a partire dal CAD, per ottenere, tramite test a trazione, le caratteristiche del componente realizzato con riempimento solido. Seguirà un'analisi FEM per prevedere il comportamento del provino sottoposto a sollecitazione e la sua rottura. Di seguito sono riportati in modo schematico i passaggi seguiti.



Successivamente verrà eseguito un taglio nella mezzeria del provino pieno per capire di quanto variano le sue caratteristiche meccaniche, in particolare il modulo elastico: questa operazione viene svolta al fine di porre le basi per comprendere come, tagli fittizi da applicare successivamente nei VAT per orientare le fibre secondo path curvilinei, modificano il comportamento dei provini.

### 2.1.1 Provino pieno

Come specificato dal datasheet reperito sul sito di Markforged®, per le matrici polimeriche come l'Onyx, le proprietà dei materiali sono fornite seguendo la normativa ASTM D638 type IV, Figura 22.

# Composites

Plastic Matrix	Test (ASTM)	Onyx	Onyx FR	Nylon W
Tensile Modulus (GPa)	D638	1.4	1.3	1.7
Tensile Stress at Yield (MPa)	D638	36	29	51
Tensile Strain at Yield (%)	D638	25	33	4.5
Tensile Stress at Break (MPa)	D638	30	31	36
Tensile Strain at Break (%)	D638	58	58	150
Flexural Strength (MPa)	D790 <sup>1</sup>	81	79	50
Flexural Modulus (GPa)	D790 <sup>1</sup>	3.6	4.0	1.4
Heat Deflection Temp (°C)	D648 B	145	145	41
Flame Resistance	UL94	—	V-0 <sup>2</sup>	—
Izod Impact - notched (J/m)	D256-10 A	330	—	110
Density (g/cm <sup>3</sup> )	—	1.2	1.2	1.1

Dimensions and Construction of Plastic Test Specimens:

- Tensile test specimens: ASTM D638 type IV beams
- Flexural test specimens: 3-pt. Bending, 4.5 in (L) x 0.4 in (W) x 0.12 in (H)
- Heat-deflection temperature at 0.45 MPa, 66 psi (ASTM D648-07 Method B)

All Markforged composite machines are equipped to print Onyx. Nylon White is available on the Mark Two and X7. Onyx FR is available on X3, X5, and X7.

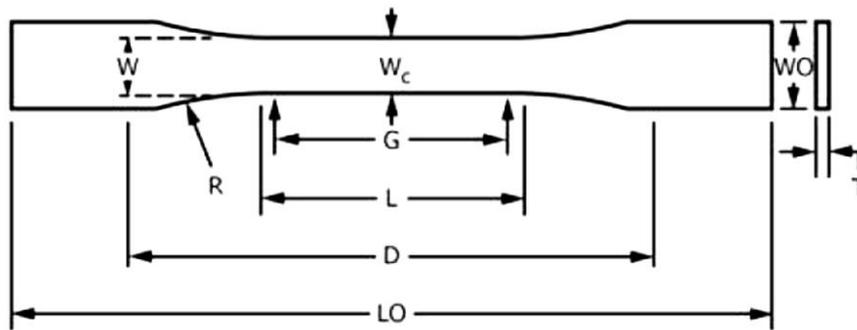
Markforged parts are primarily composed of plastic matrix. Users may add one type of fiber reinforcement in each part, enhancing its material properties.

1. Measured by a method similar to ASTM D790. Thermoplastic-only parts do not break before end of flexural test.

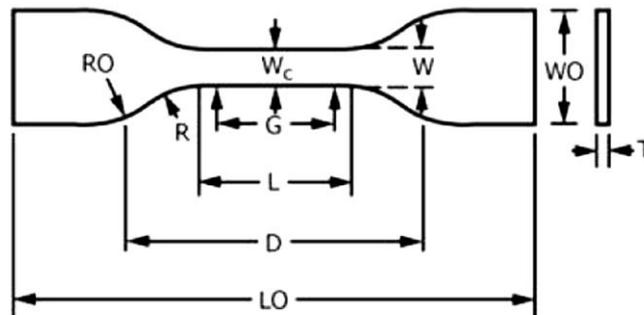
2. Onyx FR is UL 94 V-0 Blue Card certified down to a thickness of 3mm.

Figura 22, Datasheet Markforged per materiali plastici

Facendo riferimento alla normativa di cui sopra si è dedotta la geometria del provino per crearlo tramite CAD e avere quindi il file “.stl” da importare sul software della stampante Mark Two di Markforged®.



TYPES I, II, III & V



TYPE IV

Dimensions (see drawings)	7 (0.28) or under		Over 7 to 14 (0.28 to 0.55), incl	4 (0.16) or under	
	Type I	Type II	Type III	Type IV <sup>B</sup>	Type V <sup>C,D</sup>
W—Width of narrow section <sup>E,F</sup>	13 (0.50)	6 (0.25)	19 (0.75)	6 (0.25)	3.18 (0.125)
L—Length of narrow section	57 (2.25)	57 (2.25)	57 (2.25)	33 (1.30)	9.53 (0.375)
WO—Width overall, min <sup>G</sup>	19 (0.75)	19 (0.75)	29 (1.13)	19 (0.75)	...
WO—Width overall, min <sup>G</sup>	...	...	...	...	9.53 (0.375)
LO—Length overall, min <sup>H</sup>	165 (6.5)	183 (7.2)	246 (9.7)	115 (4.5)	63.5 (2.5)
G—Gage length <sup>I</sup>	50 (2.00)	50 (2.00)	50 (2.00)	...	7.62 (0.300)
G—Gage length <sup>I</sup>	...	...	...	25 (1.00)	...
D—Distance between grips	115 (4.5)	135 (5.3)	115 (4.5)	65 (2.5) <sup>J</sup>	25.4 (1.0)
R—Radius of fillet	76 (3.00)	76 (3.00)	76 (3.00)	14 (0.56)	12.7 (0.5)
RO—Outer radius (Type IV)	...	...	...	25 (1.00)	...

Figura 23, normativa ASTM per materiali plastici, [13]

La normativa da usare sarebbe la ASTM D638 Type IV, con un provino di dimensioni riportate in Figura 24.

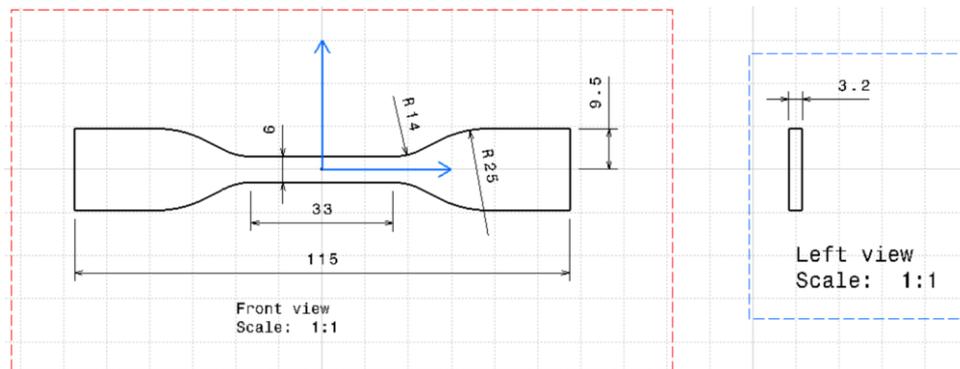


Figura 24, Vista frontale e laterale del provino, misure in [mm]

Questa normativa risulta ottimale al fine di ridurre gli effetti tridimensionali sul provino ma, siccome presenta una larghezza del tratto utile di soli 6 mm, non sarebbe sufficientemente resistente per la prova di trazione effettuata con la macchina utensile in dotazione. Essa può applicare un carico fino a 100 KN ed effettuando una simulazione FEM del provino si è verificato che il carico di rottura  $F_r \cong 1000 N$  quindi quasi 1/100 del carico applicabile. Si è pensato pertanto di ispessire il provino e aumentarne le dimensioni. Poiché la macchina utensile per la prova di trazione presenta dei morsetti di serraggio di dimensioni maggiori rispetto alle teste di serraggio del provino, queste ultime vengono dimensionate su CAD in modo da essere compatibili con la macchina.

Inoltre il secondo vincolo geometrico del provino deriva dall'area del "printing bed" della stampante Markforged®: siccome i tempi di stampa del singolo provino si attestano attorno alle 3h 15min si è cercata una soluzione di compromesso per riuscire a stamparne 3 in una volta.

In base a queste considerazioni si è realizzato un provino con geometria evidenziata in Figura 25, al fine di creare il solido 3D su CAD, Figura 26.

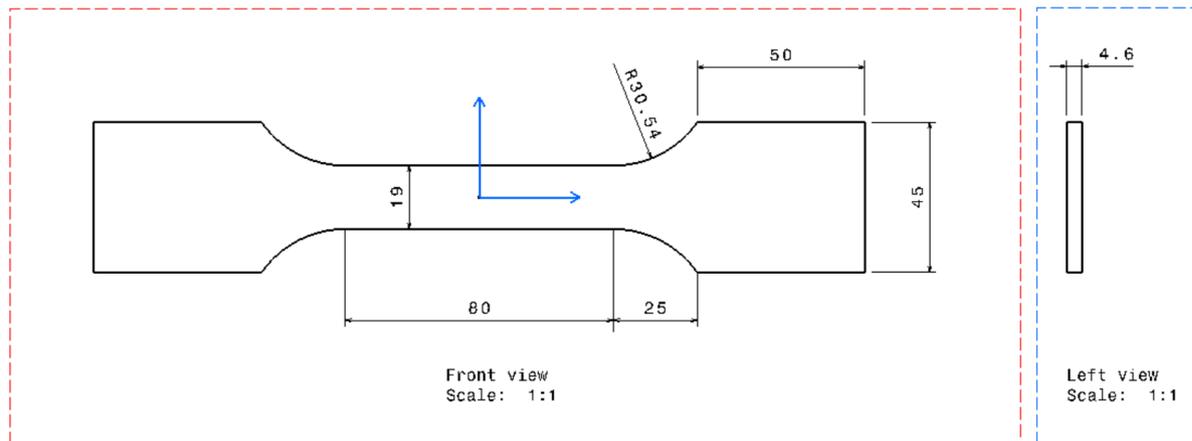


Figura 25, Geometria del provino pieno

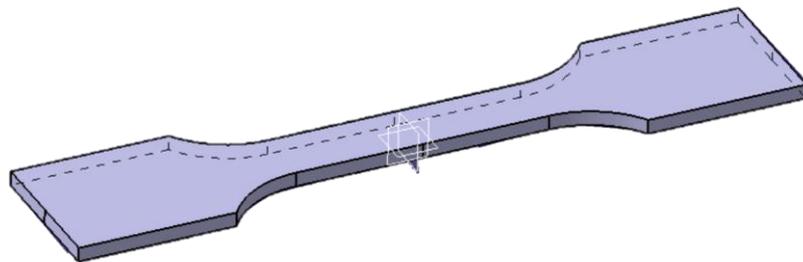


Figura 26, Visualizzazione del provino in 3D

Il provino è così pronto per essere importato come file “.stl” sul software eiger.io della stampante. Come illustrato in Figura 27, l’interfaccia principale del software della stampante mostra:

- a sinistra i dettagli della parte
- in centro il componente in 3D, opportunamente orientato
- sulla destra le impostazioni: General, Setting e Infill.

Si

impostano:

- general → materiale → Onyx
- setting invariato (altezza strato e presenza o meno di supporti)
- infill (riempimento) → solid fill (provino pieno)
- wall layers → 2 ovvero vengono usati 2 giri di fibra per definire le pareti del provino

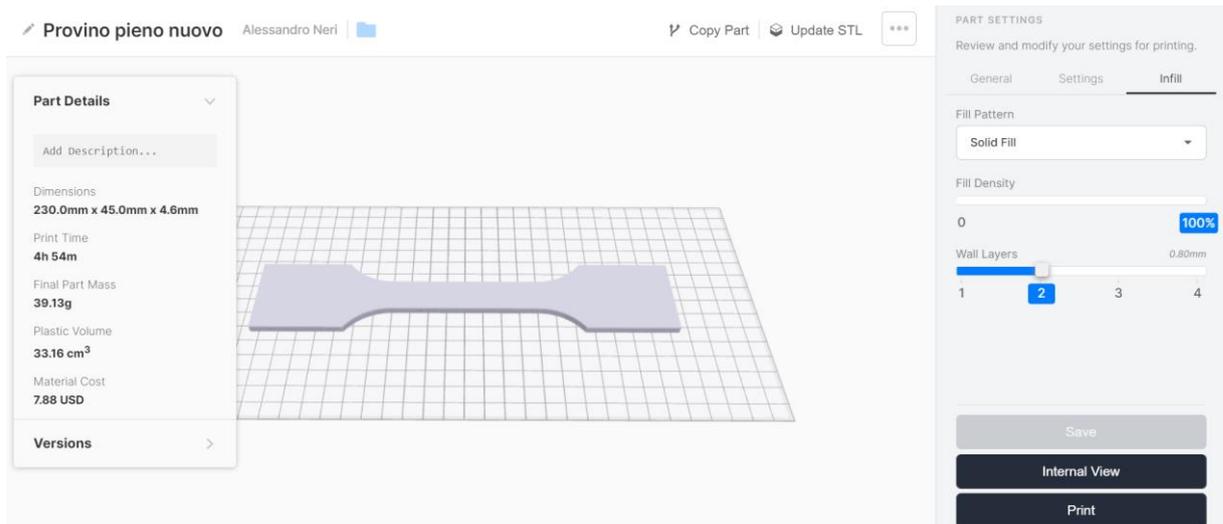


Figura 27, Interfaccia del software eiger.io

Una volta impostati i settaggi, si salvano le modifiche e si può accedere alla sezione “Internal View” dove, strato per strato, è indicata la disposizione del materiale con la vista 2D, Figura 28.

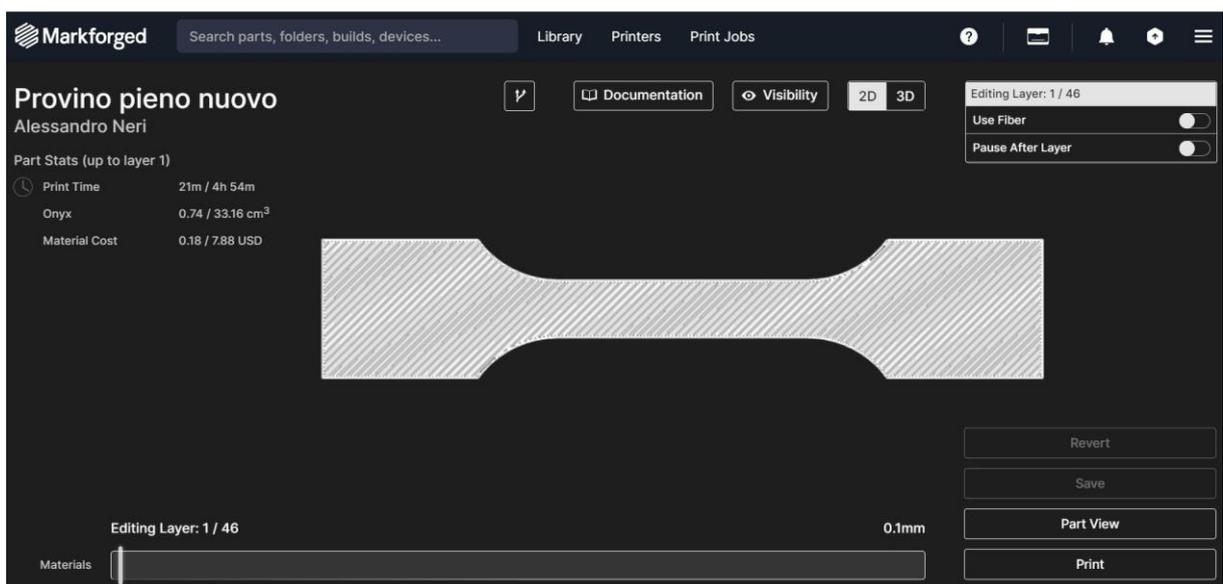


Figura 28, Vista 2D del provino dello strato 1/46

Per garantire la massima isotropia del materiale, il software dispone in modo automatico, strato dopo strato, il materiale plastico ad angoli di  $\pm 45^\circ$ , Figura 29.

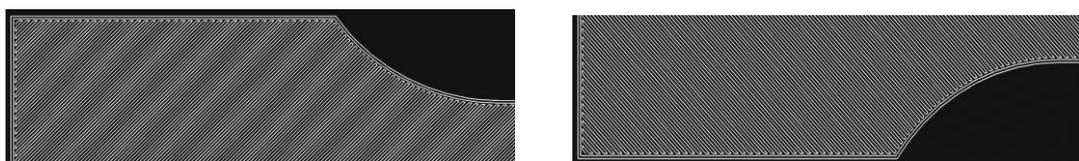


Figura 29, Disposizione del materiale a  $\pm 45^\circ$

## 2.1.2 Provino intagliato

### 2.1.2.1 Realizzazione dei tagli e interfaccia per caratterizzare i provini intagliati

La stampante MarkTwo® consente una deposizione isotropica e concentrica delle fibre.

La *deposizione isotropica* deposita nello strato le fibre a zig-zag per simulare la deposizione classica nel singolo strato del laminato; di default è impostata a  $\pm 45^\circ$  e consente una resistenza a flessione nel piano XY.

La *deposizione concentrica* permette di rinforzare o tutte le pareti del perimetro del componente o solo quelle esterne o quelle dei fori posti al suo interno, Figura 30.

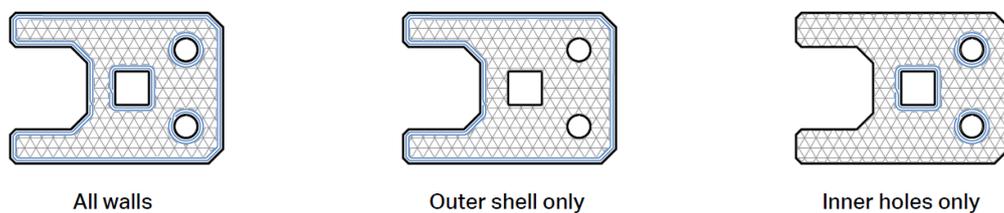


Figura 30, Opzioni selezionabili di deposizione delle fibre concentrica

Consente anche di scegliere l'angolo di orientamento delle fibre e il numero di giri di fibra nel caso si opti per il riempimento concentrico compatibilmente con i vincoli di manifattura imposti dal software.

Il software eiger.io della stampante quindi non consente di poter disporre le fibre lungo sentieri curvilinei pre-impostati.

Affinché le fibre seguano un percorso scelto si è fatto ricorso ad una strategia alternativa che consiste nell'utilizzo di *tagli fittizi* praticati negli strati dove sono presenti le fibre di rinforzo.

Questi tagli dovranno essere il più sottile possibile per mantenere la continuità del materiale all'interfaccia affinché il provino intagliato conservi il modulo elastico simile a quello del provino integro: ciò verrà verificato con prove di trazione al fine di caratterizzare la bontà del bonding nel capitolo 4. I tagli fittizi vengono prima creati sul modello CAD seguendo la curva voluta che andrà a costituire il sentiero di deposizione delle fibre.

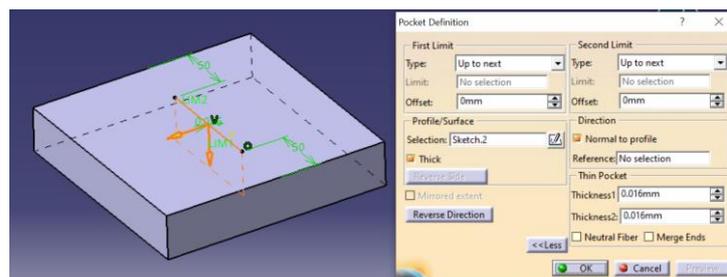


Figura 31, Esempio di realizzazione del taglio posto in mezzera di una piastra

Con il comando “pocket”, Figura 31, si possono specificare la profondità del taglio (Up to next), lo spessore e se creare un taglio simmetrico (Mirror extent).

Si può scegliere una qualsiasi curva di riferimento ad esempio, una spline, per creare il taglio, Figura 32; nei capitoli successivi verranno studiati casi in cui si attribuisce una legge specifica al sentiero di deposizione per creare i VAT voluti.

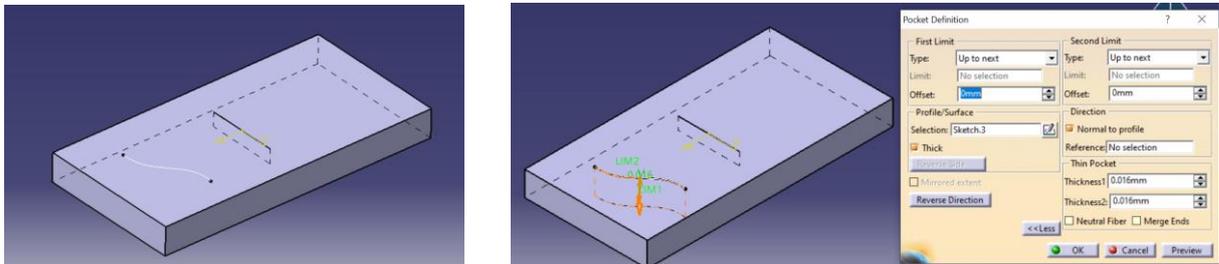


Figura 32, Spline di riferimento a sinistra e creazione del taglio a destra

A seconda del percorso voluto, si possono scegliere 2 strategie di creazione dei tagli: *tagli passanti la superficie* o *interni* ad essa; infine dal CAD si crea il file “.stl” da importare su eiger.io.

Nel caso di tagli passanti il software della stampante li interpreta come suddivisione del materiale nei vari volumetti risultanti dalla loro applicazione; le fibre, se depositate ad esempio in modo concentrico, seguiranno quindi il contorno del taglio effettuato. Nel caso di tagli interni essi verranno ugualmente rilevati dal software e si potranno depositare le fibre in modo concentrico attorno ai tagli interni selezionando l’opzione: Walls to reinforce → Inner holes only.

Piastra isotropa senza tagli: a sinistra modello CAD, a destra visualizzazione sul software della stampante dello strato interno rinforzato con fibre, Figura 33.

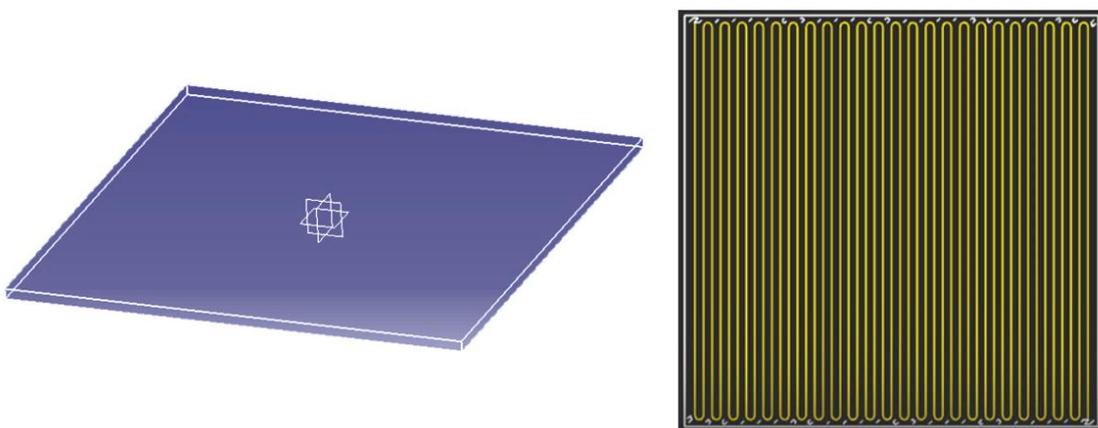


Figura 33, Schema piastra con deposizione isotropica delle fibre

In Figura 34 viene rappresentata una piastra con taglio passante nel piano XY, posto in mezzeria con a sinistra il modello CAD e a destra la visualizzazione su eiger.io di uno strato rinforzato con fibre. Il software rileva il taglio e crea 2 volumetti con relativa interfaccia in mezzeria. È possibile quindi

depositare in modo concentrico il numero di giri di fibra desiderato (le strategie di deposizione dei tagli quindi delle fibre verranno approfondite nel capitolo 5).

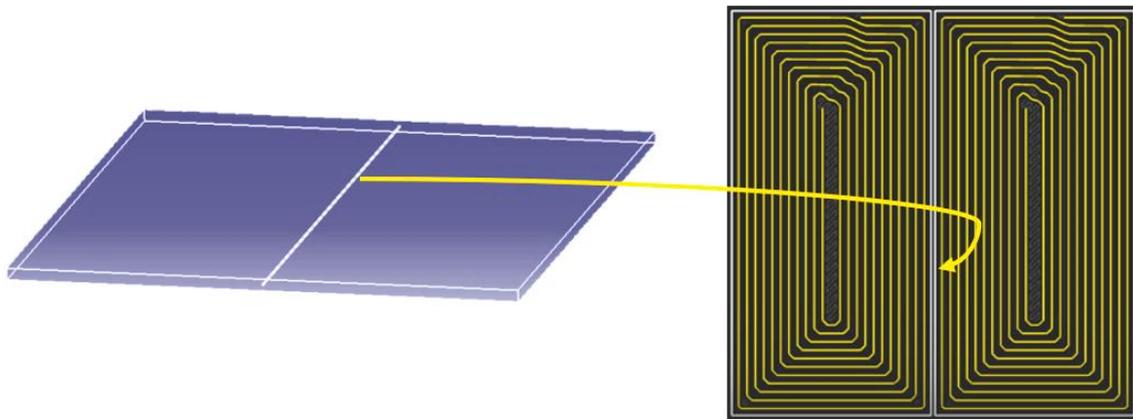


Figura 34, Schema piastra con taglio passante passante nel piano XY posto in mezzeria

In Figura 35 viene rappresentato un esempio di piastra con 2 tagli interni non passanti posti nel piano XY. In questo caso il software li rileva come fori interni e, utilizzando la funzione “Inner Hole Only” è possibile depositare in modo concentrico le fibre attorno ad essi.

Le 2 strategie di deposizione dei tagli verranno in seguito confrontate e si evidenzieranno i difetti e le potenzialità di ciascuna.

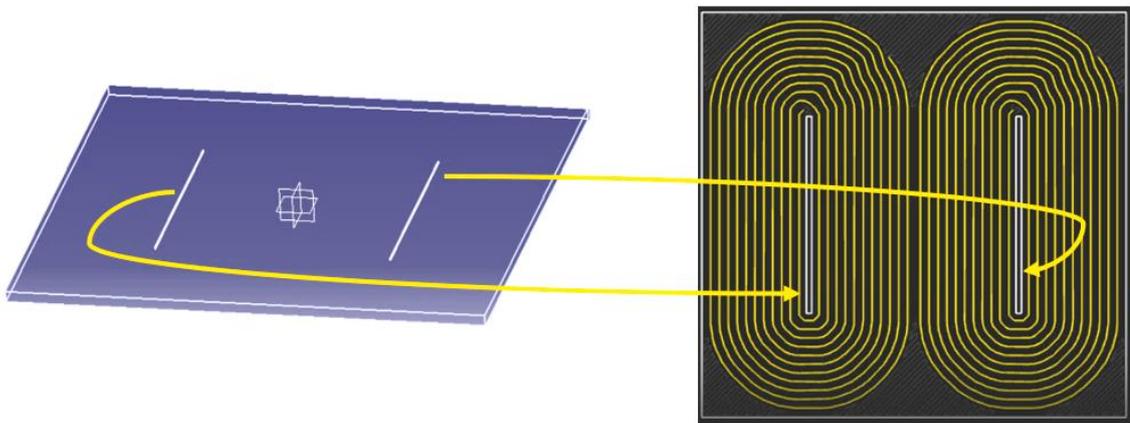


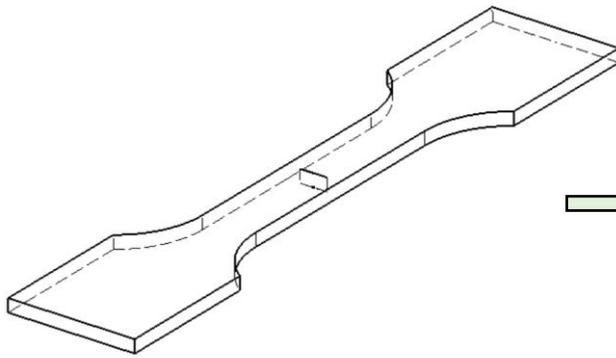
Figura 35, Schema piastra con tagli interni non passanti nel piano XY

Si procede ad effettuare un taglio nella mezzeria del provino al fine di capire come si modifica il suo comportamento e come variano le proprietà meccaniche.

L'intaglio si realizza su CAD in corrispondenza della mezzeria del provino tramite il comando tasca simmetrica con spessore: l'obiettivo è quello di ricavare qual è la misura minima del taglio per cui il software della stampante riesce ancora a vederlo.

Con riferimento alla Figura 36, rappresentante un ingrandimento della mezzeria del provino dove è posto l'intaglio, si evidenziano le seguenti distanze caratteristiche:

- $L = 9.5 \text{ mm}$ , lunghezza dell'intaglio
- $h$ : spessore dell'intaglio minimo al di sotto del quale il software della stampante eiger.io® non lo rileva
- $d$ : distanza discriminante per la deposizione o meno degli strati di materiale
- $l = 19 \text{ mm}$ , larghezza del tratto utile del provino



Isometric view  
Scale: 1:1

Figura 37, Vista isometrica provino con intaglio

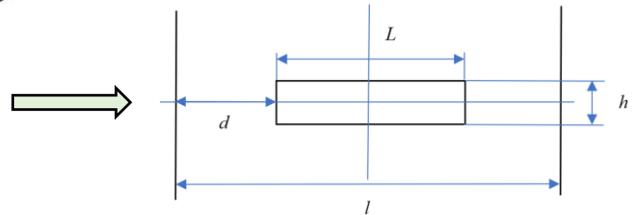


Figura 36, Dettaglio intaglio

Dopo aver effettuato diversi tentativi, a partire da uno spessore dell'intaglio  $h = 0.3 \text{ mm}$  andando a scendere di valore, si verifica che l'intaglio di spessore  $h = 0.030 \text{ mm}$  non viene riconosciuto dal software della stampante, Figura 38. Lo spessore d'intaglio discriminante risulta essere  $h_{min} = 0.031 \text{ mm}$ , Figura 39. Si sceglie una larghezza del taglio pari a metà della larghezza del provino in modo tale da mantenere sempre un'area resistente pari alla metà della larghezza del provino.

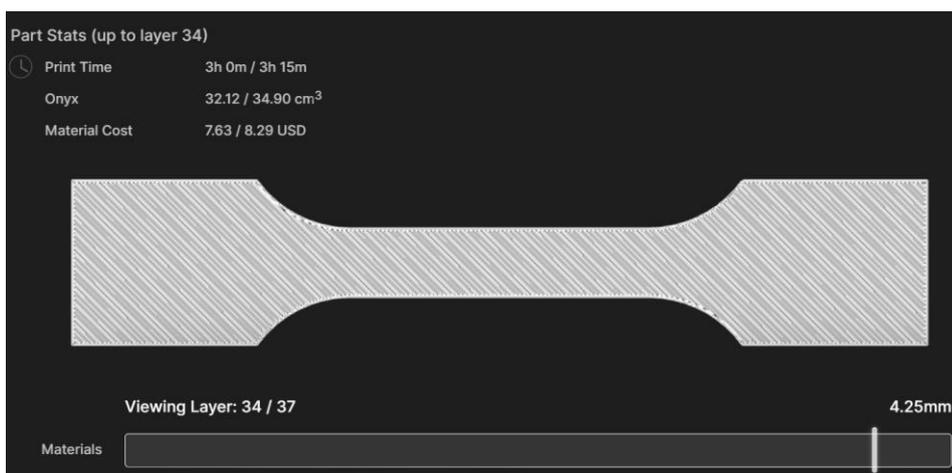


Figura 38, Assenza di intaglio nel provino con  $h = 0.030 \text{ mm}$ , Internal View

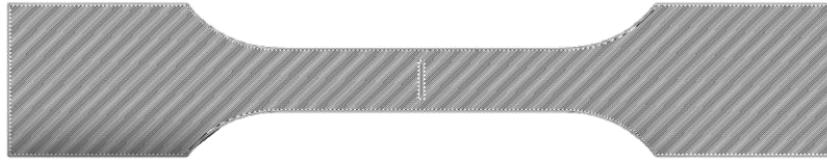


Figura 39, Provino con intaglio con  $h = 0.031 \text{ mm}$ , Internal View

Come si nota in Figura 39 nella zona del taglio la stampante deposita le fibre non a  $45^\circ$  ma in modo parallelo al taglio depositato. La continuità del materiale è quindi mantenuta ma probabilmente la tensione di rottura  $\sigma_r$  sarà inferiore a quella del provino integro. I dati sulla caratterizzazione dei provini forniranno risposte più accurate in merito alla questione.

Segue un'introduzione all'analisi ad elementi finiti FEM usata per simulare le caratteristiche dei provini progettati e per verificare il loro comportamento a rottura.

### 2.1.3 Introduzione al Metodo a Elementi Finiti (FEM)

Il Metodo agli Elementi Finiti (FEM, dall'inglese Finite Element Method) consente di risolvere problemi complessi di cui non è ricavabile la soluzione analitica. Nel calcolo strutturale è utilizzato al fine di ottenere lo stato di tensione e deformazione di strutture di difficile risoluzione. "Questa tecnica discretizza il continuo attraverso un numero di elementi di dimensioni finite, interconnessi tra loro in punti predefiniti (nodi)" [14].

Ad ogni nodo sono associati gli spostamenti nodali ( $u$  e  $v$ ) che sono descritti tramite le funzioni di forma, Figura 40.

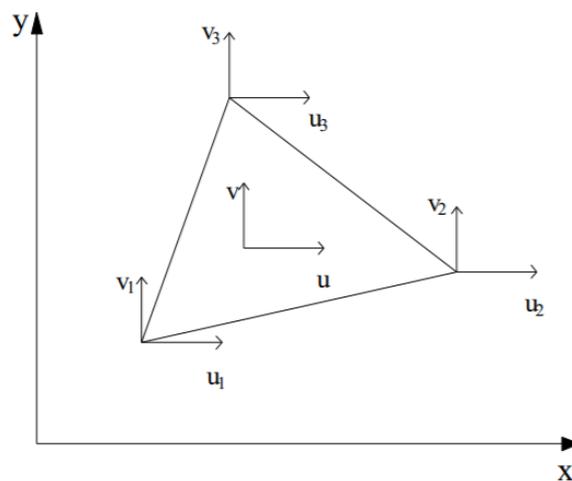


Figura 40, Rappresentazione elemento finito a 3 nodi con relativi spostamenti nodali

La FEM quindi ricerca la soluzione riducendo le equazioni differenziali alle derivate parziali del problema considerato in un sistema di equazioni algebriche di numero finito poiché derivano da un numero di elementi finito. Si tratta quindi di un'approssimazione dato che la soluzione analitica si otterrebbe solo con un numero infinito di elementi.

Nonostante ciò, il metodo FEM è ampiamente utilizzato per la risoluzione di problemi ingegneristici di diversa natura e viene implementato sottoforma di codici d'analisi automatici che ben si adattano alla risoluzione di problemi il cui dominio ha forma complessa oppure quando il dominio cambia durante l'analisi (ciò comporta la modifica delle condizioni al contorno) o ancora quando si ricerca un particolare comportamento in una parte specifica del dominio considerato (in corrispondenza di fori, variazioni di sezione, discontinuità...). L'analisi FEA, o Finite Element Analysis presenta vantaggi e svantaggi schematizzati in Tabella 5.

VANTAGGI	SVANTAGGI
Adatta a problemi di geometria complessa	No soluzione in forma chiusa
Vari campi applicativi in problemi ingegneristici	Approssimazione della soluzione derivante dalla discretizzazione del continuo: migliore la mesh migliore è la soluzione finale
Possibilità di definizione di vincoli accurata e realistica	Errori relativi a troncature di cifre decimali...
Definizione di condizioni di carico precisa	Errori di modellazione a causa di scelte inappropriate dell'utente

Tabella 5, Schema riassuntivo dei vantaggi-svantaggi del metodo FEM

## FUNZIONAMENTO

Le fasi in cui generalmente operano i programmi agli elementi finiti possono schematizzarsi in:

### 1. pre-processing

che si sviluppa nelle fasi di:

- *modellizzazione*: creazione del modello matematico che riproduce il sistema reale che si intende analizzare. Questa fase prevede la definizione della geometria, la scelta del materiale e le proprietà dell'elemento.
- *discretizzazione*: creazione della mesh, ovvero si procede alla discretizzazione del dominio. La scelta degli elementi finiti che costituiscono il dominio deve essere opportuna e ottimizzata poiché influenza la qualità della mesh e di conseguenza l'accuratezza della soluzione.
- *applicazione dei vincoli e carichi* adottando opportune ipotesi che vanno tenute in conto nella fase di analisi dei risultati

## 2. processing

Essa consiste nella fase di calcolo vera e propria, nella definizione delle funzioni di forma, nella scelta dell'ordine d'interpolazione: nel caso di analisi statica si calcolano le matrici di rigidità, il vettore delle forze e si determinano i gradi di libertà non vincolati e le reazioni vincolari

## 3. post-processing

A partire dai punti precedenti, che permettono di ottenere la risoluzione in forma discreta del sistema di equazioni, si ottengono risultati "secondari". Nel caso statico, noti i valori degli spostamenti nodali si calcolano gli spostamenti locali all'interno degli elementi finiti, le deformazioni e le tensioni degli elementi. Seguono una rappresentazione e visualizzazione grafica dei risultati ottenuti al fine di valutarli in modo critico.

### 2.1.3.1 Interfaccia software FEM

Il software FEM utilizzato al fine di prevedere il comportamento dei provini è Femap® di Siemens. "Femap è un'avanzata applicazione di simulazione ingegneristica per la creazione, la modifica e l'importazione o il riutilizzo dei modelli di analisi a elementi finiti incentrati su mesh per prodotti o sistemi complessi. È possibile utilizzare Femap per modellare componenti, assieme o sistemi, oltre che per determinare il comportamento in risposta a un ambiente operativo specifico.

Femap fornisce inoltre avanzate funzioni per la visualizzazione e la valutazione dei risultati grafici basati sui dati. È possibile combinare Femap con una vasta gamma di sistemi CAD e solutori di analisi a elementi finiti, inclusa l'applicazione leader di settore NX Nastran, per fornire una completa soluzione di analisi ingegneristica computerizzata capace di garantire che i prodotti offriranno le prestazioni previste anche negli ambienti reali".

Per elaborare il modello dei provini in oggetto sono stati seguiti i seguenti step dall'interfaccia del software, Figura 41:

- *importazione del file del solido 3D dal CAD (file .step)* attraverso il comando "Import Geometry".

I provini sono stati importati senza "tab" poiché altrimenti non sarebbe stato possibile applicare carichi e vincoli fedeli al vero. I tab sono stati costruiti attraverso l'estrusione solida direttamente su Femap®, tramite i comandi: "Geometry→ Solid→ Extrude" generando così 3 solidi distinti. Da ogni tab sono state poi estratte le superfici superiore e inferiore su cui si attribuiranno i carichi e vincoli, attraverso il comando "Geometry→ Boundary surface→From Surface on Solid";

- *assegnazione delle proprietà del materiale e dell'elemento* da "Model Info"→ "Materials" e "Properties".

In “Materials” si impostano i valori di modulo elastico, coefficiente di Poisson, e carico limite di rottura, note le proprietà del materiale da utilizzare.

In “Properties”, a partire dal materiale scelto, si definisce la proprietà dell’elemento come solido

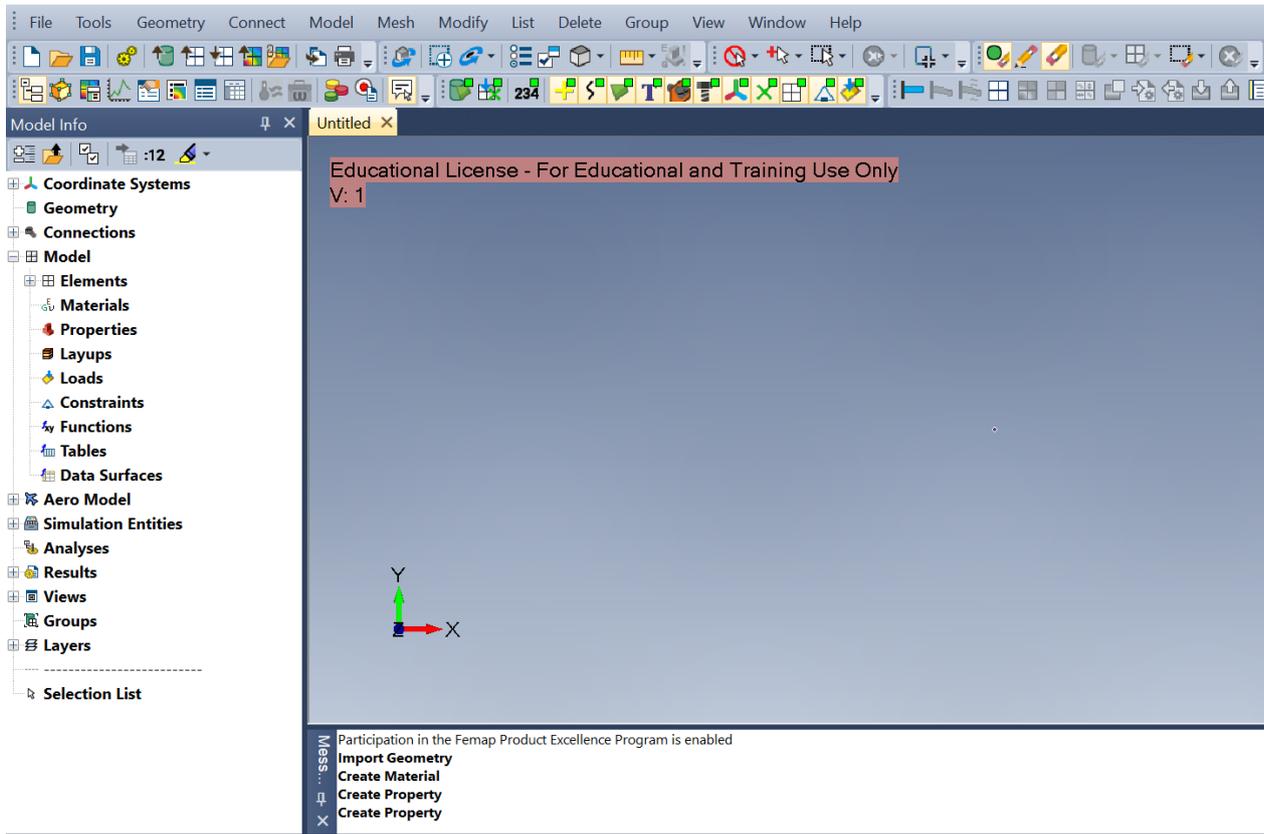


Figura 41, Interfaccia software Femap

- *creazione della mesh* tramite i comandi: “Mesh→ Mesh Control→ Size along Curve”, selezionando come mesh size 3 elementi sullo spessore per avere un calcolo accurato su un solido, soprattutto se presenta una struttura sottile, in quanto non è sufficiente un solo elemento.

Segue poi “Mesh→ Geometry→ HexMesh Solids”: si preferisce l’utilizzo di una mesh rettangolare per ottenere una buona approssimazione alleggerendo il calcolo computazionale.

- *assegnazione dei carichi*: dal box “Model Info→Loads” assegnandone ampiezza e verso
- *assegnazione dei vincoli*: dal box “Model Info→Constraints”. Nel caso dei provini trattati bisogna riprodurre l’effetto “pinzato” dovuto agli afferraggi della macchina di prova. Durante la trazione il provino viene tirato solo da una parte mentre l’altra estremità rimane bloccata;

- *analisi e risultati*: dal box “Model Info→Analysis” si setta l’analisi lineare statica, che attraverso il programma solutore Nastran fornisce diversi risultati tra cui i valori di stress e deformazioni totali;
- *post-processing*: infine si possono settare i parametri di output e personalizzare la visualizzazione dei risultati.

### 2.1.3.2 Verifica FEM provino pieno Onyx

Dopo aver completato le varie fasi di modellizzazione del provino pieno ed eseguita l’analisi applicando lungo l’asse uno carico di trazione di 1000 N, si ottiene la visualizzazione dei risultati, Figura 42.

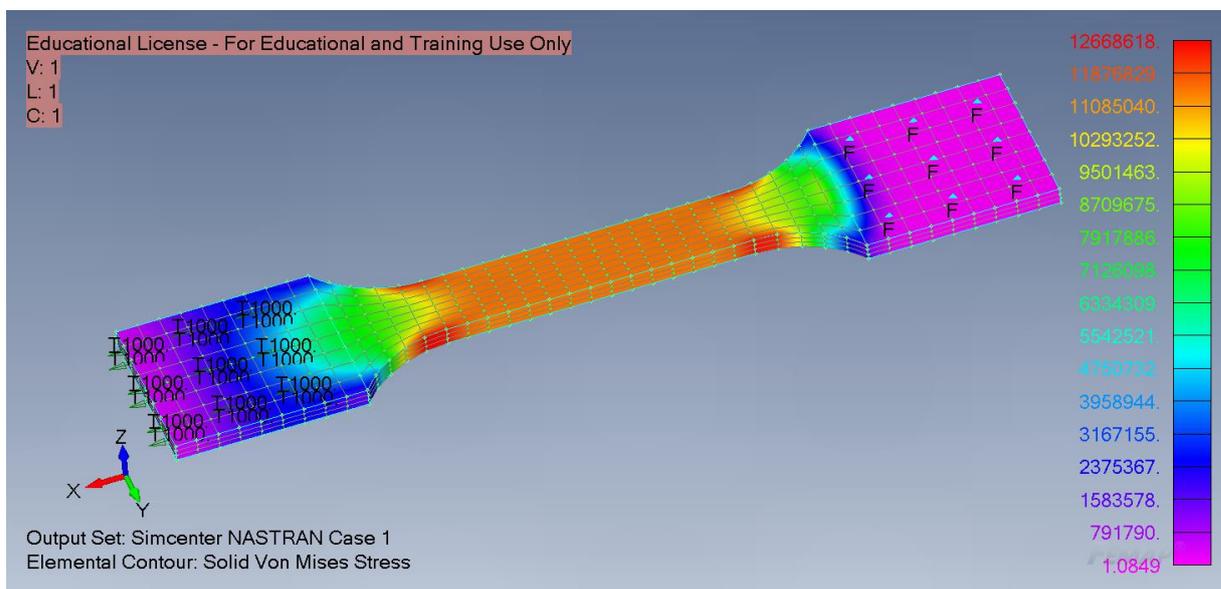


Figura 42, Simulazione FEM provino Onyx pieno e visualizzazione carichi assiali

La Figura mostra la distribuzione dei carichi lungo l’asse del provino facendo riferimento alla scala cromatica in legenda. Gli afferraggi del provino, come previsto dai vincoli imposti, risultano pressoché scarichi. La parte più sollecitata è quella finale del tratto utile in prossimità del raccordo con gli afferraggi, che costituisce una zona di forte concentrazione di tensione. Lo stress rappresentato è la tensione equivalente di Von Mises che in questo caso è predominato dagli sforzi assiali e raggiunge il valore massimo per una tensione pari a:

$$\sigma = 12.67 \text{ MPa}$$

Dalle proprietà dell’Onyx si ha che la tensione di rottura risulta essere:

$$\sigma_{r_{Onyx}} = 30 \text{ MPa}$$

Siccome si tratta di analisi statica lineare c’è proporzionalità tra sforzo e deformazione e si può ricavare il valore del carico che porta a rottura il provino,  $F_r$ :

$$\frac{\sigma}{\sigma_{r_{onyx}}} = \frac{12.67 \text{ MPa}}{30 \text{ MPa}} = 0.42$$

$$F_r = \frac{1000 \text{ N}}{0.42} = 2381 \text{ N}$$

Quindi, secondo la simulazione effettuata, il provino pieno dovrebbe rompersi approssimativamente intorno a 2400 N.

In Figura 43 si nota la configurazione deformata del provino.

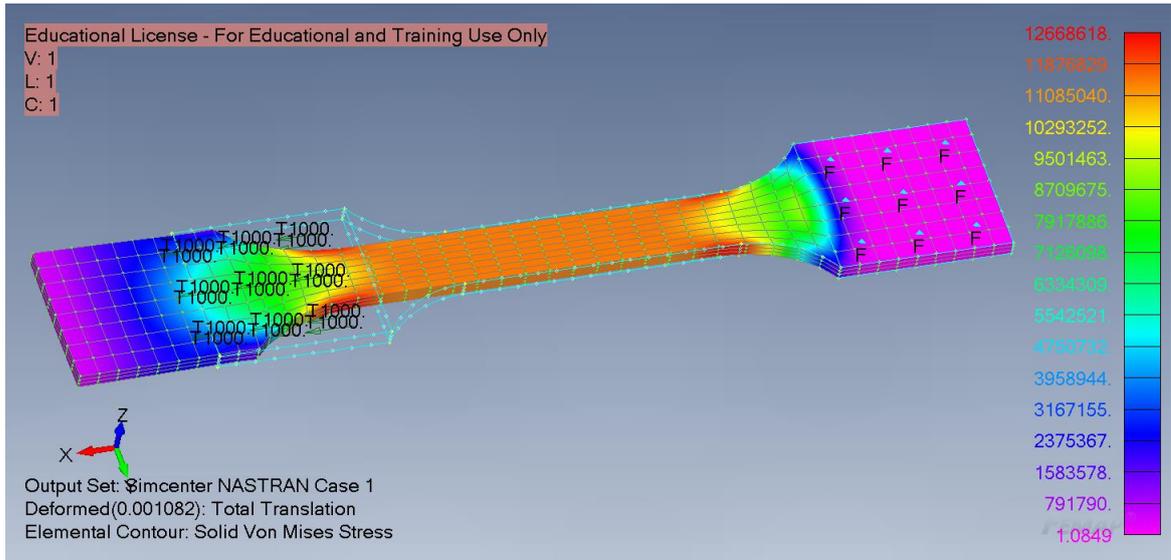


Figura 43, Simulazione FEM provino Onyx pieno con deformazione dovuta ai carichi assiali

In Figura 44 è rappresentata la tensione trasversale (lungo y) che si sviluppa nelle giunture tra gli afferraggi e il corpo centrale.

“Post-processing → Contour → Solid Z Normal Stress”

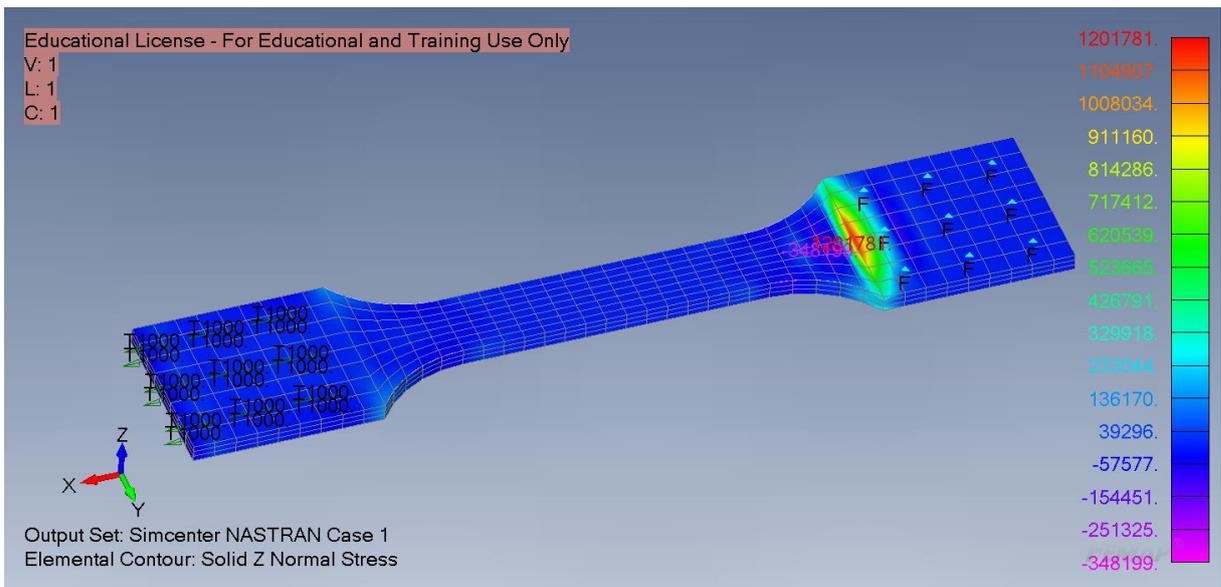


Figura 44, Visualizzazione del carico in direzione trasversale dato dall'effetto di v

La concentrazione degli stress trasversali è dovuta alla strizione del provino conseguente all'applicazione del carico assiale in relazione ai vincoli imposti.

Questo fenomeno di dilatazione o strizione del provino in presenza di una sollecitazione monodirezionale longitudinale è descritta tramite il coefficiente di Poisson (coefficiente di contrazione trasversale), che rappresenta una delle proprietà elastiche dell'elemento.

Il coefficiente di Poisson si definisce come:

$$\nu = - \frac{\varepsilon_{trasv}}{\varepsilon_{longi}}$$

dove

- $\varepsilon_{trasv}$  è la deformazione trasversale,
- $\varepsilon_{longi}$  è la deformazione longitudinale

Il segno negativo è conseguenza della convenzione utilizzata in cui gli sforzi normali di trazione producono un allungamento e nello stesso tempo una diminuzione della sezione trasversale del provino.

### 3 STAMPA PROVINI

I provini in Onyx sono stati prodotti per mezzo della stampante 3D MarkTwo di Markforged®, Figura 45.



Figura 45, MarkTwo di Markforged®, stampante 3D, [15]

La testa della stampante presenta 2 estrusori: uno per la matrice polimerica e l'altro per le fibre continue. Pertanto Marktwo combina le tecniche di Fused Deposition Modeling (FDM) con la Continuous Fibre Fabrication e consente la stampa di materiali compositi con un **rinforzo composto da fibre continue**. Di seguito vengono elencate alcune caratteristiche principali della macchina.

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

Tabella 3 Tabella riassuntiva caratteristiche della stampante

Vengono stampati 6 provini integri numerati da 1 a 6 e in seguito altri 8 intagliati e numerati da 7 a 14; tutti i provini sono in Onyx, con riempimento “Solid” e con 2 wall attorno al perimetro. In Figura 46 è rappresentato il letto di stampa su cui sono disposti e ancorati i provini grazie al “Brim” ovvero l’ombreggiatura di contorno attorno al loro perimetro che impedisce la deformazione a causa della contrazione termica in fase di printing.

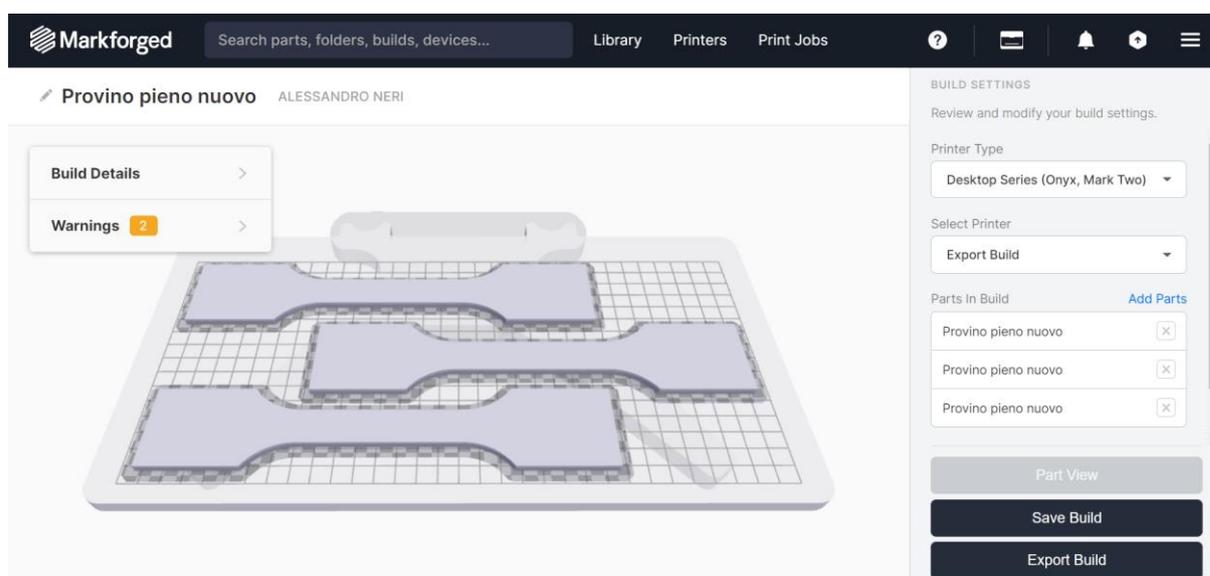


Figura 46, Setup prima della stampa dei provini

	PROVINO	GEOMETRIA						PESO	AREA	
		L	LA	LB	LC	TA	TB			TC
		[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[g]	[mm <sup>2</sup> ]
	<b>NOMINALE</b>	130	19.00	19.00	19.00	4.63	4.63	4.63	34.9	87.88
<b>INTEGRI</b>	P-1	130	19.15	19.16	19.16	4.59	4.59	4.59	34.80	87.94
	P-2	130	19.10	19.10	19.10	4.68	4.71	4.71	35.10	89.96
	P-3	130	19.03	19.03	19.05	4.64	4.68	4.67	33.8	89.06
	P-4	130	19.03	19.01	19	4.59	4.61	4.66	34	87.64
	P-5	130	19.05	19.04	19.07	4.58	4.59	4.58	33.9	87.39
	P-6	130	18.99	19	19.02	4.69	4.68	4.65	34	88.92
<b>INCISI</b>	P-7	130	19.07	19.07	19.06	4.68	4.75	4.75	33.8	90.58
	P-8	130	19.05	19.05	19.07	4.59	4.62	4.63	34.8	88.01
	P-9	130	19.05	19.04	19.05	4.63	4.71	4.73	34.9	89.68
	P-10	130	19.04	19.01	19.00	4.58	4.60	4.61	29.6	87.45
	P-11	130	18.98	18.98	19.01	4.61	4.67	4.66	31.9	88.64
	P-12	130	19.02	19.01	19.00	4.65	4.69	4.70	27.0	89.16
	P-13	130	19.01	18.96	19.00	4.64	4.67	4.65	34.6	88.54
	P-14	130	19.05	19.05	19.05	4.70	4.71	4.67	34.4	89.73

Tabella 6, Caratteristiche dei provini integri e intagliati

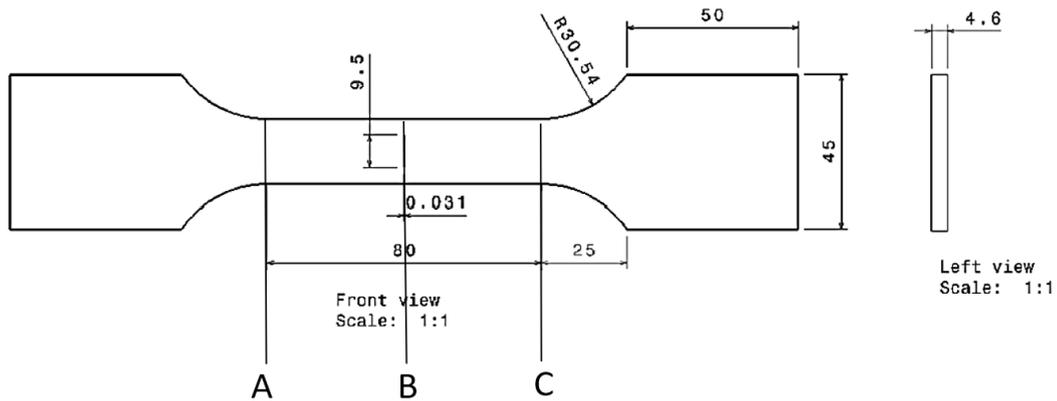


Figura 47, Caratteristiche geometriche del provino intagliato con sezioni caratteristiche A, B e C

In Figura 47 si riportano le principali caratteristiche geometriche del provino intagliato che è suddiviso in 3 sezioni principali poste all'inizio del tratto utile, in mezzeria e alla fine dello stesso.

In Tabella 6 sono riportate le diverse caratteristiche dei provini interi e intagliati ponendo attenzione alle sezioni A, B e C. In particolare si indica con LA, LB e LC la larghezza del tratto utile del provino nelle 3 sezioni: si nota come nei provini stampati con ONYX 1 già presente nella macchina, essa si discosti un po' di più dal valore nominale, pari a 19 mm, rispetto a quelli stampati con ONYX 2 di nuova bobina. Si riporta poi lo spessore nelle 3 sezioni indicato con TA, TB e TC: il provino 7 risulta quello con valori maggiormente distanti dal valore nominale a causa di difetti di stampa indotti dal mancato spurgo del materiale in avvio di stampa. Un altro parametro di interesse è il peso dei provini: il suo valore nominale è 34.9 g e si nota come all'incirca quasi tutti i provini si avvicinino al quel valore tranne i provini 10-11 e 12 che risultano più leggeri intorno o sotto i 30 g. In Figura 48 viene illustrato il lotto dei 6 provini interi, privi di intaglio, mentre in Figura 49 è rappresentato il set degli 8 provini che presentano il taglio in mezzeria.

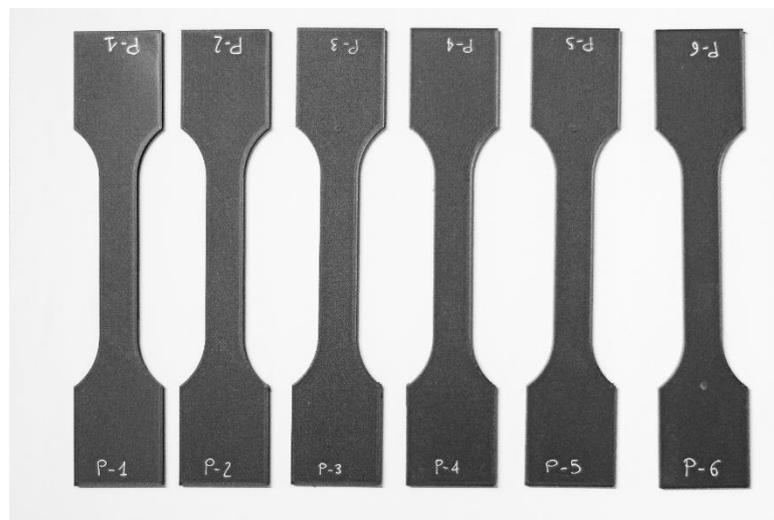
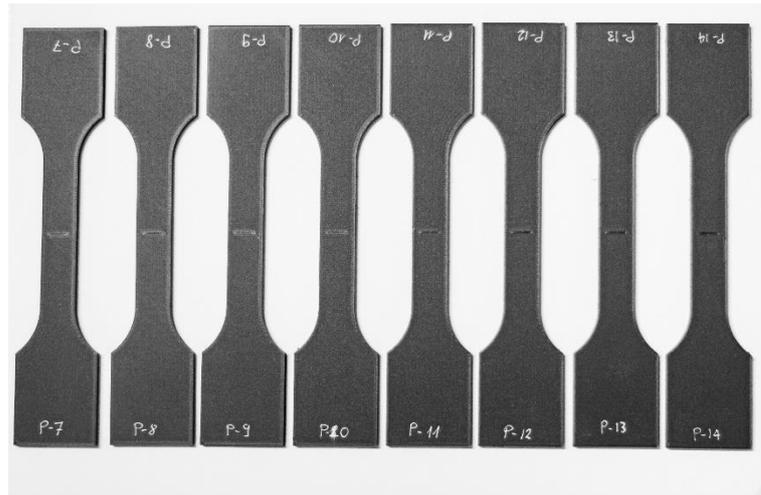


Figura 48, Set provini interi

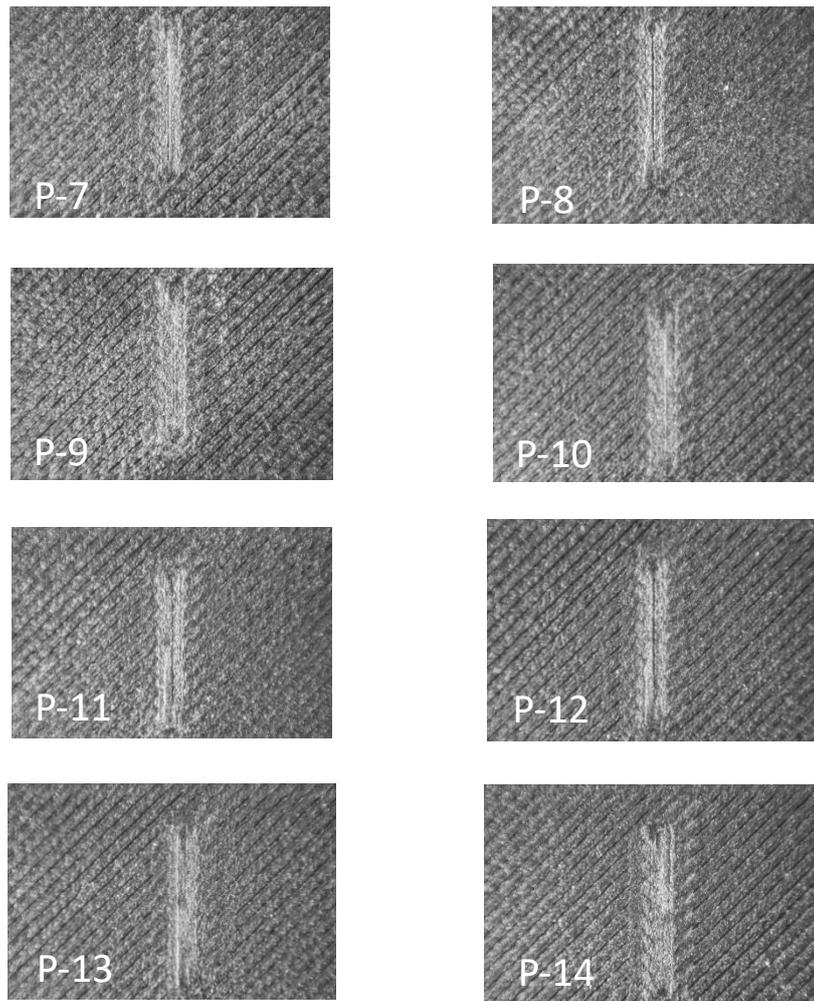


*Figura 49, Set provini intagliati*

In Figura 50 è rappresentato il provino 7 con intaglio in mezzzeria e nella Figura 51 sono illustrati i particolari dei tagli presenti negli 8 provini: si può osservare come l'interfaccia sia continua.



*Figura 50, Provino 7, inciso*



*Figura 51, Particolari della zona intagliata dei provini incisi*

## 4 TEST DI TRAZIONE PROVINI

Il test di trazione si è praticato a velocità di deformazione costante, con la macchina di prova che varia la forza applicata per mantenere inalterato il valore di deformazione imposto.

Velocità di deformazione	20 mm/min
Umidità ambiente	50,00%
Temperatura ambiente	18 °C
N° provini integri	6
N° provini intagliati	8

I dati registrati dalla macchina riguardano:

Corsa a Rottura (standard)
Carico Massimo
Deformazione a Carico Massimo
Deformazione a trazione (Corsa) a Carico Massimo
Corsa a Carico Massimo
Corsa a trazione a Carico Massimo

e sono correlati a step temporali incrementali di 0.1 s, come in esempio:

Tempo (s)	Corsa (mm)	Carico (N)	Deformazione 1 (mm/mm)	Deformazione a trazione (Corsa) (mm/mm)
0	-0.00177	-28.6663	0.15253	0
0.1	0.02572	-6.18575	0.15254	0.00028
0.2	0.05898	18.98985	0.15251	0.00061
0.3	0.09213	41.18718	0.15258	0.00094
0.4	0.12601	64.73521	0.15255	0.00128
0.5	0.15928	85.25737	0.15257	0.00161

### PROVINI INTEGRI – DIGITAL IMAGE CORRELATION (DIC)

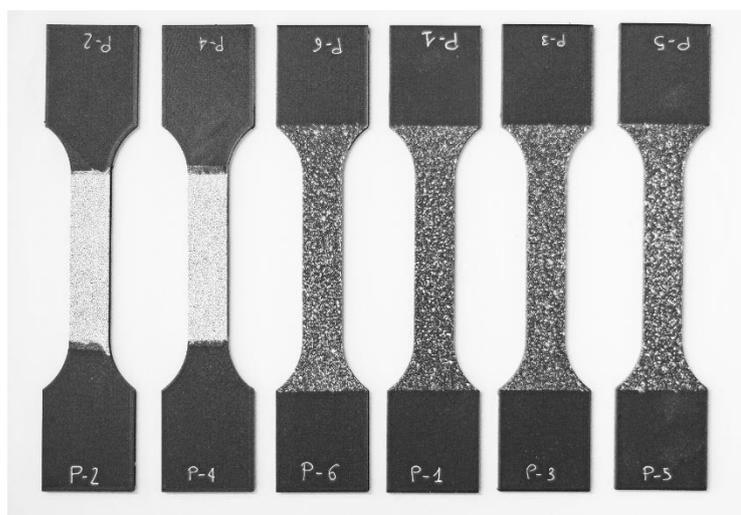


Figura 52, Set di provini integri preparati con tecnica di puntinatura per la successiva Digital Image Correlation

## PROVINI PRIVI DI TAGLIO - DOPO LA TRAZIONE

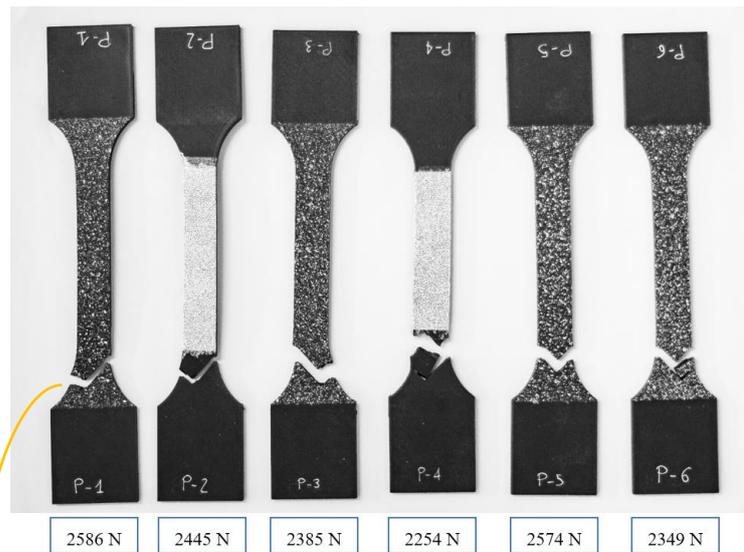


Figura 53, Set provini senza intaglio rotti dopo il test di trazione

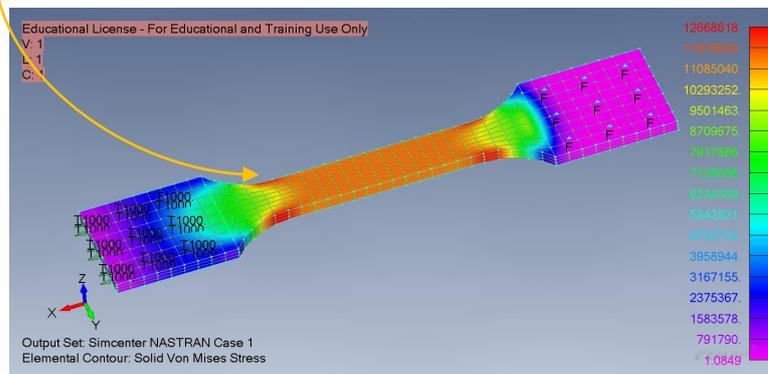


Figura 54, Simulazione FEM del provino senza intaglio

Come previsto dall'analisi FEM, Figura 54, si ha una concentrazione di tensione localizzata prima degli afferraggi: è proprio qui che si riscontra la rottura dei provini senza intaglio.

Lo stress rappresentato è la tensione equivalente di Von Mises che in questo caso è predominato dagli sforzi assiali e raggiunge il valore massimo per una tensione pari a:

$$\sigma = 12.67 \text{ MPa}$$

Con i dati del file della prova di trazione dei provini integri si può rappresentare su un unico diagramma il carico  $F$  in funzione dello spostamento o corsa,  $\Delta L$ , dell'intero set, Figura 55.

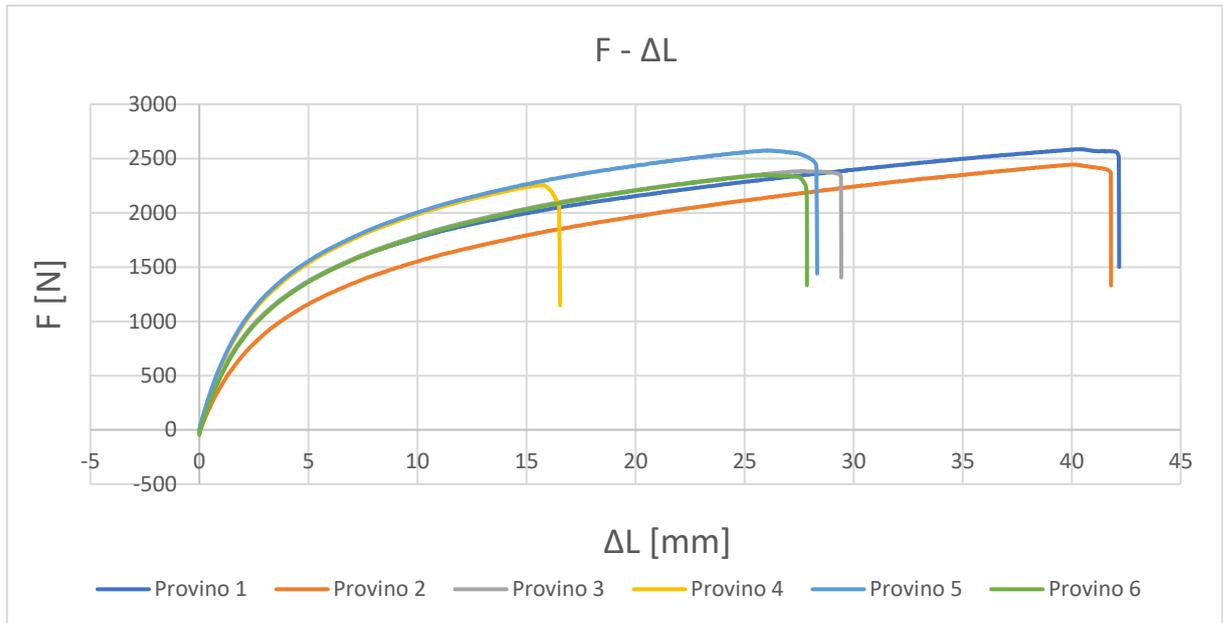


Figura 55, Diagramma forza-allungamento dei provini senza taglio

Come si nota il valore del carico di rottura dei provini senza taglio si attesta intorno ai 2400 N, con valore medio pari a 2432.2 N (valore previsto dall'analisi FEM) con alcuni casi, come per i provini 1 e 6, in cui si raggiunge quasi il valore di 2600 N.

I provini 1 e 2 hanno curve molto simili in termini di carico di rottura con quella del 2 che risulta un po' più bassa e raggiungono i valori più alti di corsa dell'intero lotto pari a circa 42 mm: è interessante notare che questi 2 provini siano stati costruiti con Onyx 1, che ha subito l'effetto dell'aging e dell'umidità.

I provini 1-3 e 6 hanno curve sovrapponibili fino ad una corsa pari a circa 26 mm; poi si dividono.

I provini 4 e 5 presentano curve sovrapponibili fino ad una corsa pari a circa 15 mm; poi il 5 continua fino ad una corsa pari a 28 mm raggiungendo il secondo valore più alto di  $F_r$ .

I provini 3 - 5 e 6 hanno una corsa di poco inferiore a 30 mm mentre il provino 4 presenta la corsa più bassa intorno a 16.5 mm.

Tutti i provini presentano un andamento lineare crescente fino ad un certo valore di corsa, poi la curva riduce la sua pendenza, rimanendo comunque lineare quasi fino a rottura.

Mentre per il carico di rottura la simulazione ha aiutato a stabilirne il valore, per quanto riguarda i diversi valori di corsa riscontrati nei provini la causa potrebbe imputarsi alla variabilità delle prestazioni degli stessi legate ai parametri di stampa. Temperatura, umidità, distanza dell'ugello dal piano di stampa...sono parametri di processo che influenzano molto la riuscita ottimale dei provini e quindi anche una loro leggera variabilità potrebbe aver comportato la presenza di piccoli difetti nel componente, da cui i diversi valori di  $F$  e  $\Delta L$ .

## PROVINI INTAGLIATI ROTTI

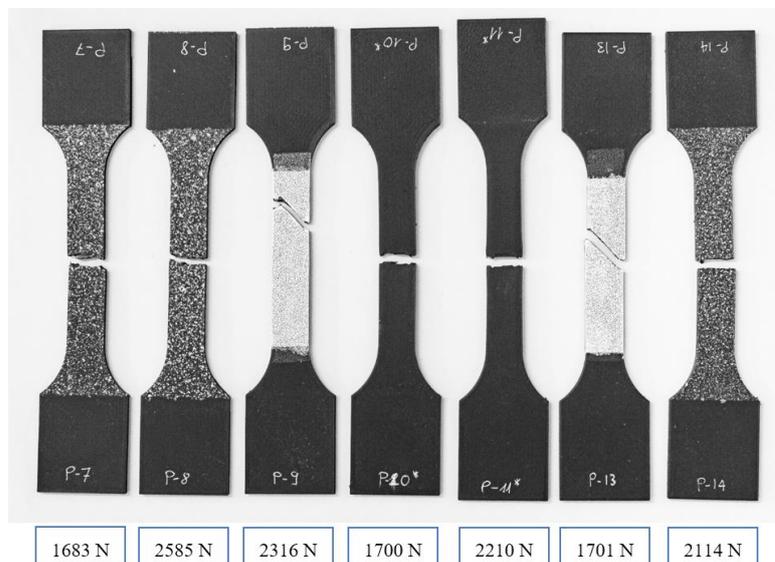


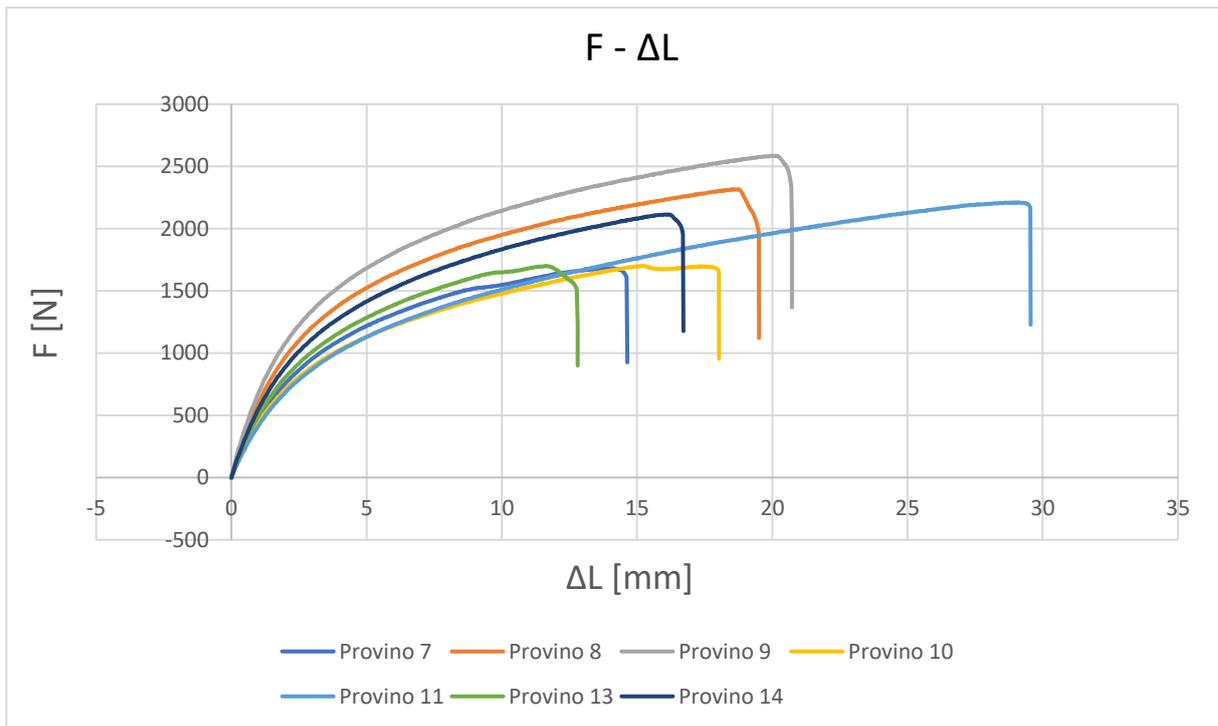
Figura 56, Set di provini con intaglio dopo la prova di trazione

Come si nota dalla Figura 56, i provini 8-9-11-14 presentano un carico di rottura  $F_r$  vicino a quello dei provini integri (l'8 addirittura raggiunge quasi il valore massimo del provino 1 senza taglio): ciò a conferma di quanto si era ipotizzato e cioè che la presenza dei tagli fittizi consente ai provini di reggere carico e quindi viene mantenuta l'interfaccia. Nel caso dei provini 7-10-13 si riscontra una  $F_r$  inferiore che si può imputare ai parametri di stampa che, come detto in precedenza, influiscono molto sulla buona riuscita del provino tra cui:

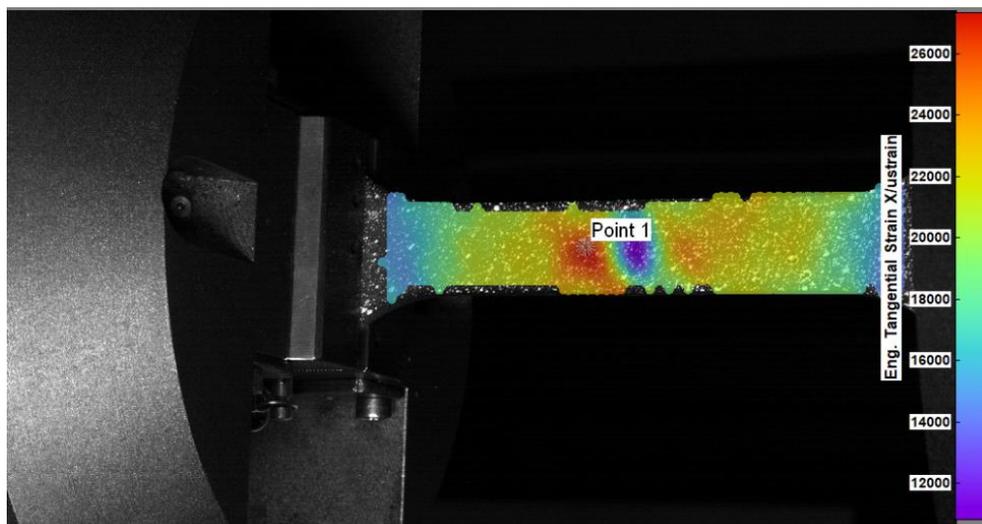
- temperatura di stampa
- disposizione del piano di stampa
- distanza dell'ugello dal piano di stampa
- condizioni di umidità relativa leggermente diverse

È interessante notare che i carichi inferiori a cui si sono rotti i provini 7-10-13 sono molto vicini tra loro e pari a circa 1700 N.

Come si nota dalla Figura 57, tutti i provini presentano un andamento lineare crescente fino ad un certo valore di corsa, poi la curva si abbassa di pendenza rimanendo comunque lineare quasi fino a rottura. Rispetto al caso dei provini senza intaglio la corsa è in media inferiore, con la maggior parte dei provini che presenta un  $\Delta L$  compreso tra 15 mm e 20 mm. Infine si può notare come il gruppo di provini 7-10-13 che presentano valori di carico inferiore, abbiano pendenza della curva abbastanza simile.



*Figura 57, F – ΔL provini intagliati*



*Figura 58, Digital image correlation per rilevare le deformazioni del punto 1 (Point 1) del provino 7: si nota il punto di prova posto prima dell'intaglio*

Si è usata in seguito la tecnica della Digital Image Correlation (DIC) per catturare le deformazioni assiali espresse in  $\mu\epsilon_{xx}$  e trasversali  $\mu\epsilon_{yy}$  del punto 1, posto prima del taglio nel provino 7, Figura 58.

Dalla prova DIC sono disponibili 3 file:

- il primo relativo ai tempi che correla lo step incrementale al tempo di prova: gli step incrementali partono da 0 e aumentano di 1 ogni volta, mentre i tempi della prova variano di 0.1 s ciascuno;

Time (Reference Step: 0)	
Step No.	Time / Relative Acquisition Time
Time/s	
0	0
1	0.100032
2	0.200063
3	0.300095
4	0.400126
.	.
.	.
734	73.4232

- un secondo file contenente le  $\mu\epsilon_{xx}$ , deformazioni assiali lungo x
- un terzo file con le  $\mu\epsilon_{yy}$ , deformazioni trasversali lungo y

Diagrammando per il provino 7 le  $\mu\epsilon_{xx}$  in funzione degli step dei tempi si ottiene il seguente grafico, Figura 59; si ricorda che il provino 7 rientra nel gruppo di provini con  $F_r \cong 1700 N$ .

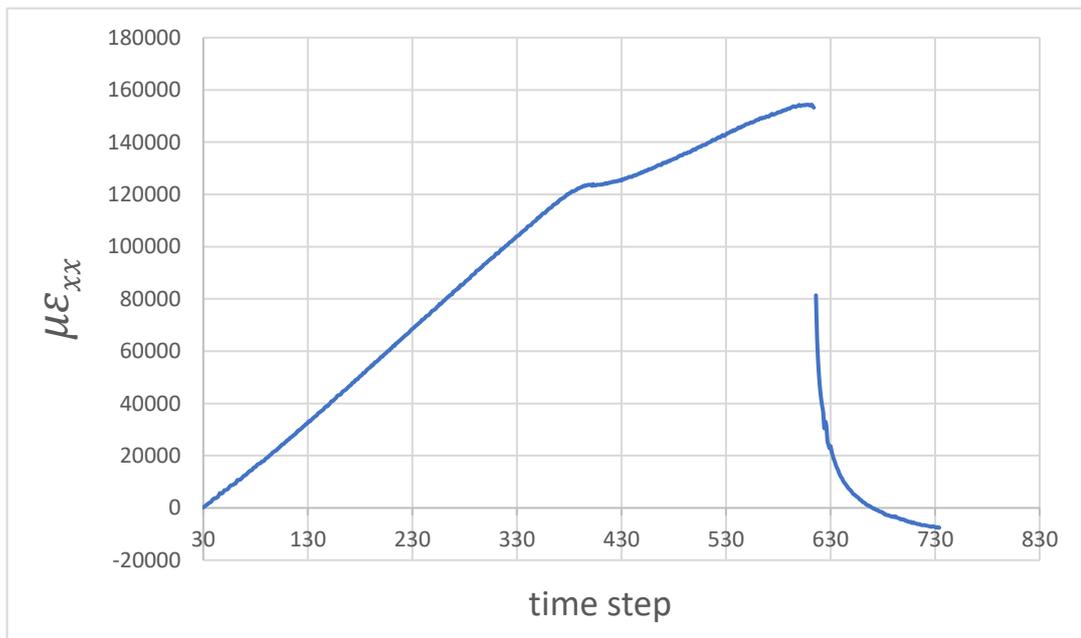


Figura 59,  $\mu\epsilon_{xx}$  – time step, provino 7

Come si può notare la pendenza della curva che rappresenta la velocità di deformazione è lineare (così come imposto per la prova) fino all'incirca allo step 385, dopo si appiattisce per poi, superato lo step 400, ritornare a salire con una pendenza inferiore e infine crollare superato lo step 600. Questo risultato è importante e conferma che fino allo step 385 il provino 7, che presenta intaglio, ha capacità di sostenere il carico mantenendo una buona adesione all'interfaccia e l'integrità strutturale: si può concludere che il materiale è continuo anche con il taglio. Superato quello step si apre l'intaglio, cambia la pendenza della curva quindi la rigidità del provino, in quanto la sezione resistente consiste delle sole parti laterali, e successivamente si arriva a rottura. Si riporta anche l'andamento della deformazione trasversale lungo y in funzione degli step temporali, Figura 60.

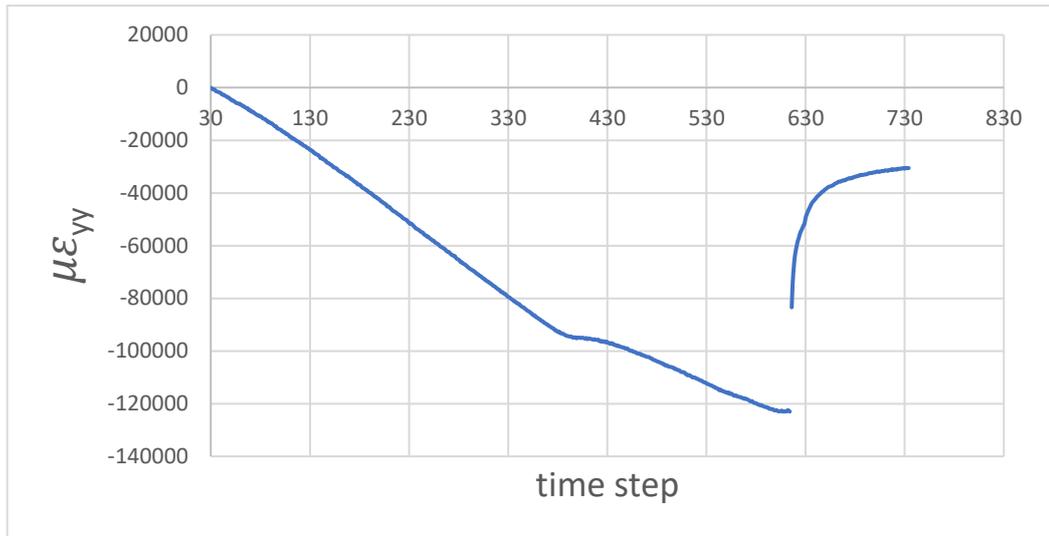


Figura 60,  $\epsilon_{yy}$  – time step, provino 7

Si esegue lo stesso procedimento per il provino 8 che però sostiene un carico di rottura molto alto pari a 2585 N, a livello dei provini integri, prendendo come riferimento per la DIC il punto 1 indicato in Figura 61.

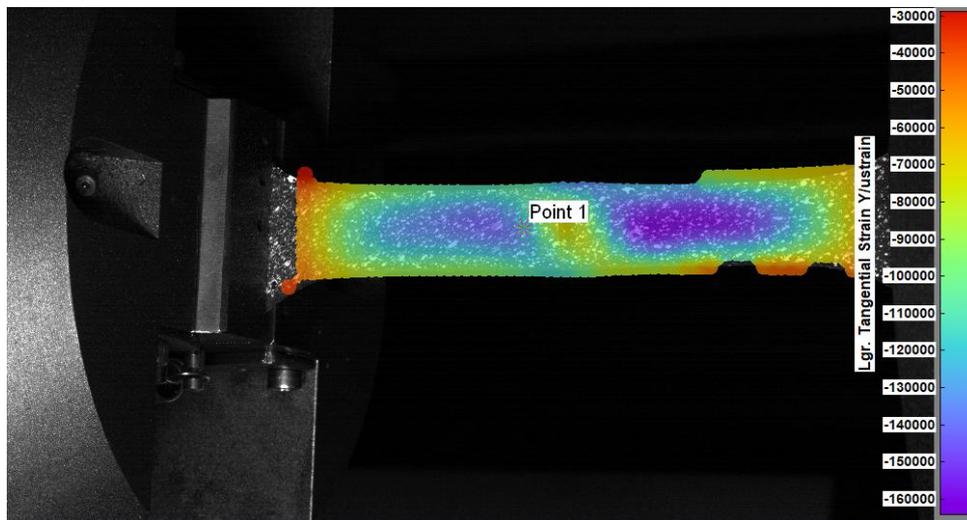


Figura 61, DIC provino 8

In questo caso si osserva un andamento diverso della curva  $\varepsilon_{xx}$  – time step, Figura 62.

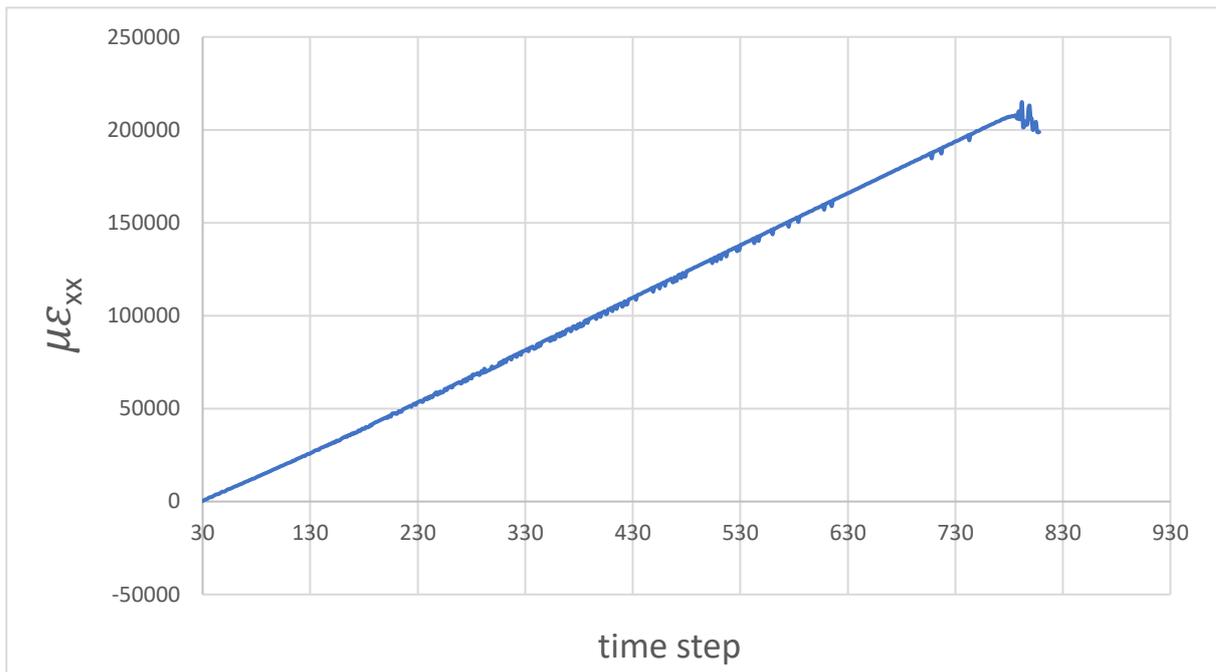


Figura 62,  $\varepsilon_{xx}$  – time step, provino 8

Si nota infatti che la curva ha andamento lineare fino all'ultimo: l'apertura del taglio avviene in concomitanza con la rottura del provino.

# 5 PIASTRA CON VAT

## 5.1 Step iniziale di modellizzazione piastra VAT

Per avvicinarsi alla modellizzazione dei VAT, si considera una piastra con deposizione delle fibre in modo unidirezionale, con riempimento concentrico, adottando 2 diverse strategie di applicazione dei tagli negli strati di rinforzo. Si eseguiranno diverse prove per valutare la variazione delle percentuali in volume di fibra depositata al variare della distanza tra i tagli. Infine si confronteranno i risultati ottenuti dalle 2 strategie considerando come termine di paragone la stessa piastra ma con riempimento isotropo e priva di tagli.

### 5.1.1 Strategia 1 di deposizione delle fibre e applicazione dei tagli

La strategia 1 prevede l'applicazione, sull'intera larghezza della piastra, di tagli passanti intervallati di una certa distanza  $d$ , che la suddividono in "Control Volume" distinti. La piastra presenta le seguenti caratteristiche generali elencate in Tabella 7:

PIASTRA	
<b>Dimensioni</b>	108 x 108 x 1.25 (mm)
<b>Matrice</b>	Onyx
<b>Riempimento matrice</b>	Solida
<b>Fibre</b>	Fibre di carbonio
<b>N° strati di fibre</b>	2
<b>Riempimento fibre</b>	Concentrico
<b>h singolo strato</b>	0.125 (mm)
<b>N° wall</b>	1
<b>N° strati floor/roof (matrice)</b>	4 (ciascuno)
<b>Spessore tagli</b>	0.031 (mm)

Tabella 7, Caratteristiche della piastra con strategia 1 di deposizione delle fibre

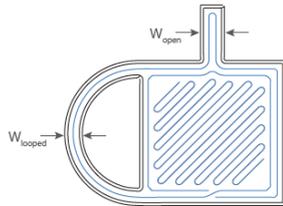
Nel caso di un solo passaggio di fibra nel CV la distanza  $d$  tra i tagli passanti necessaria per ridurre al minimo la deposizione di matrice risulta dalla sommatoria di:  $wall + fibra + fibra + wall$ . Considerando che un filamento di fibra è largo circa 1 mm, mentre quello di matrice adibito a wall è 0.4 mm risulta:

$$d = (0.4 + 1 + 1 + 0.4)mm = 2.8 mm$$

A conferma di ciò si fa riferimento al documento ricavato dal sito della stampante Marforged, Figura 63, dove è indicata come distanza minima per il passaggio di 2 filamenti in fibra 2.8 mm.

# Quick Reference Sheet

## Fiber



Minimum fiber reinforcement feature width

Open feature	Looped feature
W: 3.6 mm (0.15")	W: 2.8 mm (0.11")

Thin reinforced features must allow the fiber to double back and meet the endpoint of the fiber with its start. While the minimum width ( $W_{open}$ ) of an "open" feature on a part must fit two fiber strands, the minimum reinforcement width ( $W_{looped}$ ) can be thinner if the segment in question allows the fiber to form a loop.

Figura 63, Larghezza minima necessaria per il passaggio di 2 filamenti di fibra

La piastra considerata presenta 4 strati di floor/roof e 2 strati di fibre centrali dove sono stati applicati i tagli passanti con spessore di 0.031 mm, intervalli di 2.92 mm: si creano così singoli "Control Volume", in totale 36, distribuiti in modo uniforme sulla larghezza della piastra, Figura 64.

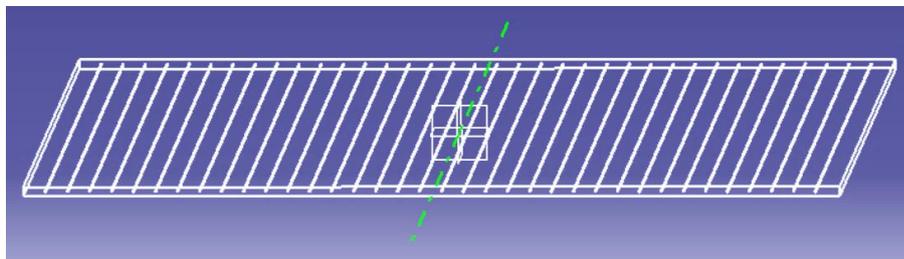


Figura 64, Schema della piastra con i tagli applicati seconda la strategia 1 nei due strati di fibre

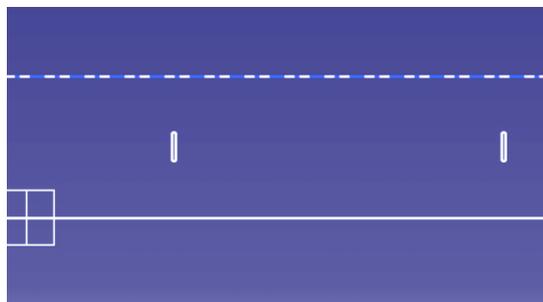


Figura 65, Vista della sezione della piastra, con particolare dei tagli in corrispondenza delle fibre

Dopo aver realizzato il modello CAD, si carica il file ".stl" sul software eiger.io della stampante, si settano tutti i parametri e si ottiene la seguente piastra di prova, Figura 66.

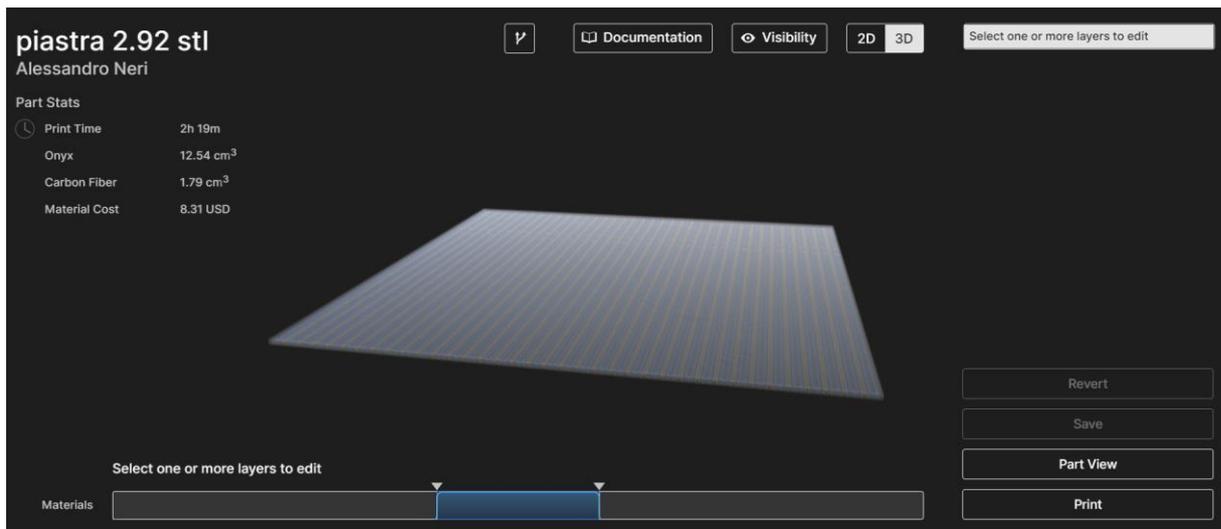


Figura 66, Vista 3D della piastra rinforzata con strategia 1 sul software eiger.io

Come si nota dalla Figura 66, gli strati intermedi colorati in blu rappresentano le fibre di carbonio usate per il rinforzo mentre quelli esterni in grigio rappresentano i wall di matrice Onyx; segue in Figura 67 un particolare 2D di uno strato rinforzato.

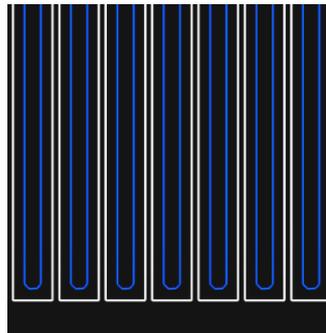


Figura 67, Vista 2D di uno strato rinforzato con fibre di carbonio

Il risultato di questa prova fornisce come volume di matrice Onyx  $12.54 \text{ cm}^3$  e di fibre di carbonio  $1.79 \text{ cm}^3$ . Introducendo il parametro di efficienza  $\eta$  come il rapporto tra volume di fibra e volume dei 2 strati rinforzati, si ha:

$$\eta = \frac{\text{Volume}_{fibra}}{\text{Volume}_{strati_{fibra}}} = \frac{1.79 \text{ cm}^3}{2.916 \text{ cm}^3} = 0.6139$$

la percentuale di fibra sul volume dei due strati rinforzati risulta quindi del 61.4%.

Nell'ottica di aumentare il parametro  $\eta$  e avvicinarsi quanto più possibile alla percentuale di fibra che si avrebbe nel caso di piastra isotropa e senza tagli, si aumenteranno, nei successivi paragrafi, i giri di fibra nel CV.

### 5.1.1.1 Caso con passaggio doppio di fibre nel CV (tagli passanti)

Si ricava la distanza  $d$  tra i tagli passanti che consente di depositare 2 giri di fibra:

$$d = (0.4 + 2 + 0.4 + 2 + 0.4 + 0.4)mm = 5.6 mm$$

dove si sono aggiunti 0.4 mm per mantenere una certa simmetria dei tagli lungo la piastra.

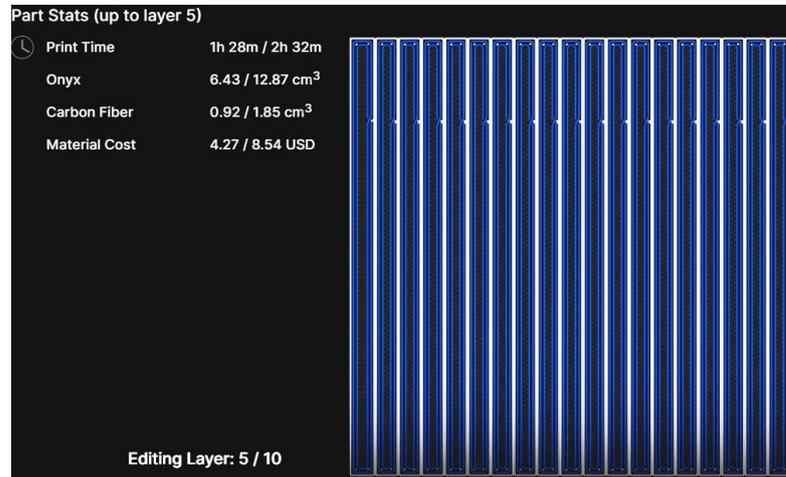


Figura 68, Piastra con tagli passanti e 2 giri di fibre

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{1.85 cm^3}{(2.916)cm^3} = 0.6343$$

quindi in questo caso si ottiene una percentuale di fibra su volume totale di 63.43%.

### 5.1.1.2 Caso con passaggio di 4 giri di fibre (tagli passanti)

Si ricava la distanza  $d$  tra i tagli passanti, tenendo in considerazione i wall e le fibre:

$$d = (0.4 + 4 + 4 + 0.4 + 0.3)mm = 9.1 mm$$

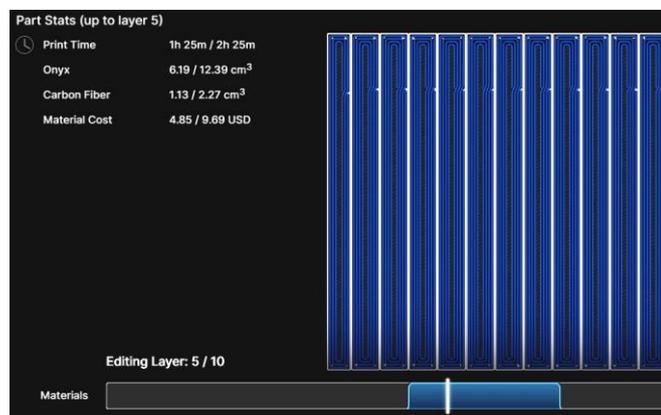


Figura 69, Piastra con tagli passanti e 4 giri di fibre

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.27 \text{ cm}^3}{2.916 \text{ cm}^3} = 0.778$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra su volume dei 2 strati rinforzati pari al 77.8%.

### 5.1.1.3 Caso con passaggio di 6 giri di fibre (tagli passanti)

Si ricava la distanza  $d$  tra i tagli passanti, tenendo in considerazione i wall e le fibre:

$$d = (0.4 + 6 + 0.4 + 6 + 0.4 + 0.2) \text{ mm} = 13.4 \text{ mm}$$

Ai fini di mantenere la struttura il più possibile simmetrica e omogenea in termini di disposizione dei tagli, si sono aggiunti 0.2 mm alla distanza minima che permetterebbe di far passare 6 giri di fibre.

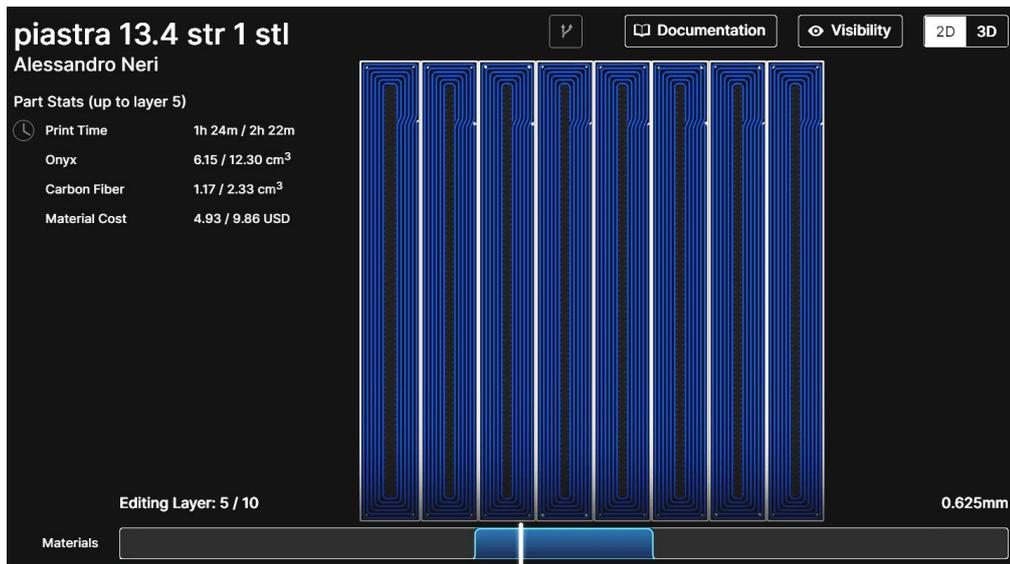


Figura 70, Piastra con tagli passanti e 6 giri di fibre

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.33 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} = 0.799$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sui 2 strati dell'80%.

### 5.1.1.4 Caso con passaggio di 11 giri di fibre (tagli passanti)

Si ricava la distanza  $d$  tra i tagli passanti, tenendo in considerazione i wall e le fibre:

$$d = (0.15 + 11 + 11 + 0.15 + 0.031) = 22.331 \text{ mm}$$

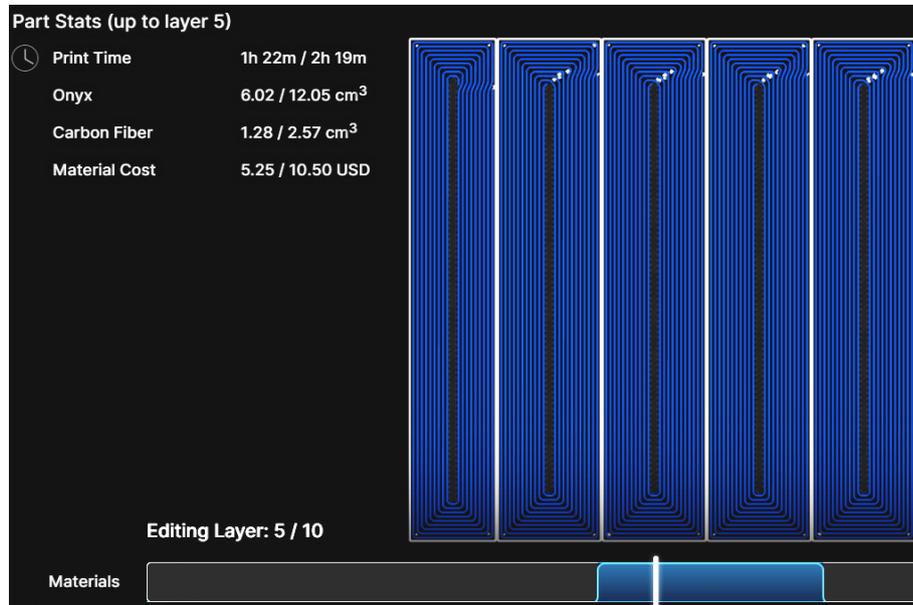


Figura 71, Schema piastra con tagli passanti e 11 giri di fibre, tranne che nel 1° riquadro che ne presenta 9

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.57 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} = 0.881$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sui 2 strati rinforzati dell'88.1%.

Successivamente si confrontano la disposizione di fibre concentrica ricavata con quella isotropa con le fibre disposte a 90°, Figura 72.

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.45 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} = 0.84$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sui 2 strati rinforzati dell'84%.

Il parametro  $\eta$  risulta quindi maggiore nel caso di riempimento concentrico con 11 giri di fibra rispetto al medesimo caso ma con riempimento isotropo.

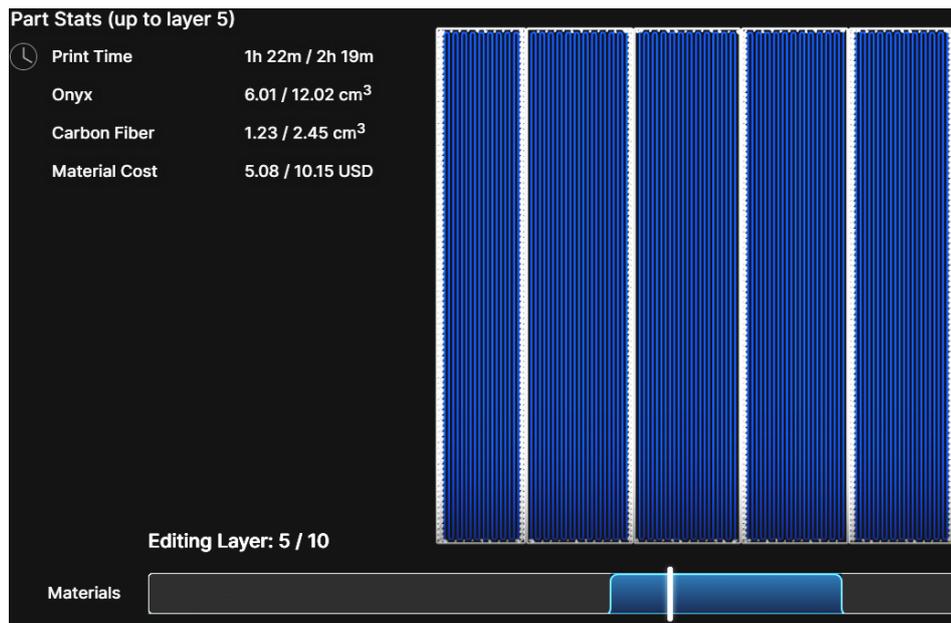


Figura 72, Schema piastra con riempimento isotropico e fibre orientate a 90°

Sebbene quindi la strategia di applicazione dei tagli passanti consenta una distribuzione elevata delle fibre in modo concentrico, tuttavia si generano effetti di bordo non trascurabili.

La strategia 2 descritta in seguito studia un approccio diverso di applicazione dei tagli per cercare di ridurre al minimo questi effetti.

### 5.1.2 Strategia 2 di deposizione fibre e applicazione dei tagli

Mantenendo invariati i parametri costruttivi della piastra della strategia 1, si modifica l'applicazione dei tagli che non sono più passanti. Infatti questi ultimi non si estendono su tutta la larghezza della piastra ma viene lasciata dai bordi una certa distanza che, insieme alla distanza tra i tagli, determina il numero di giri di fibre che si vogliono ottenere.

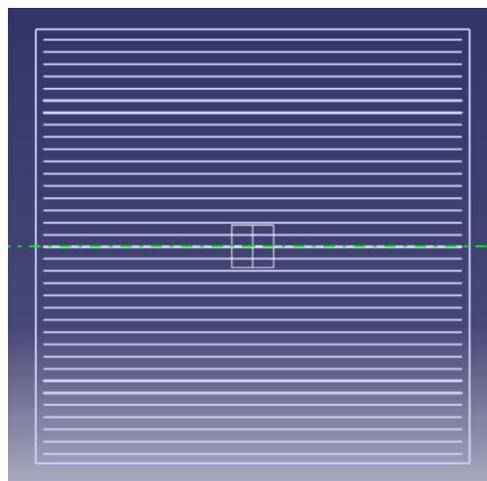


Figura 73, Particolare dell'applicazione dei tagli non passanti

Una volta creato il modello CAD, si importa il file “.stl” sul software eiger.io della stampante.

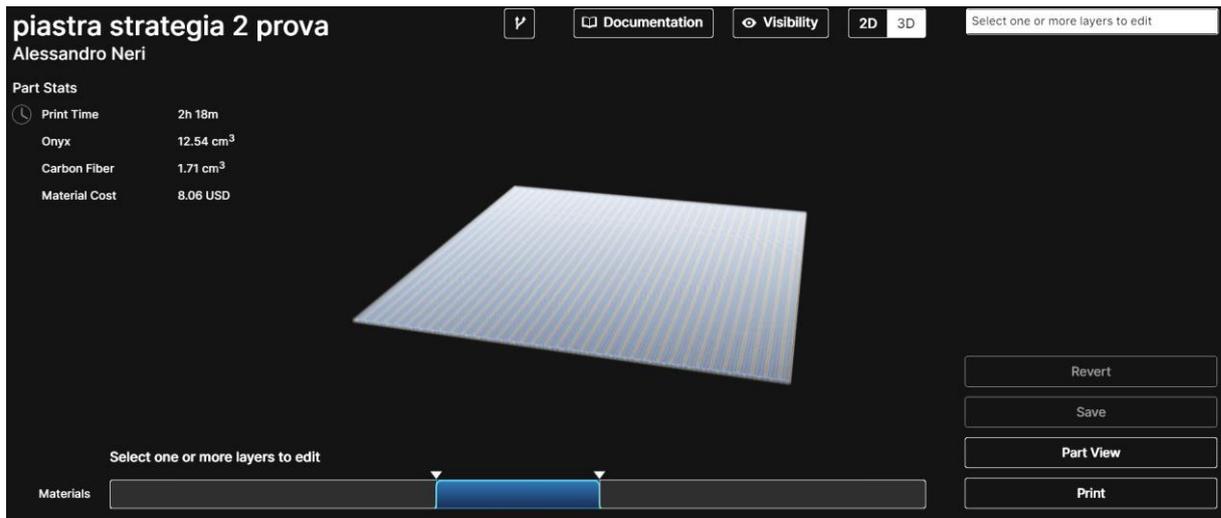


Figura 74, Vista 3D della piastra, strategia 2

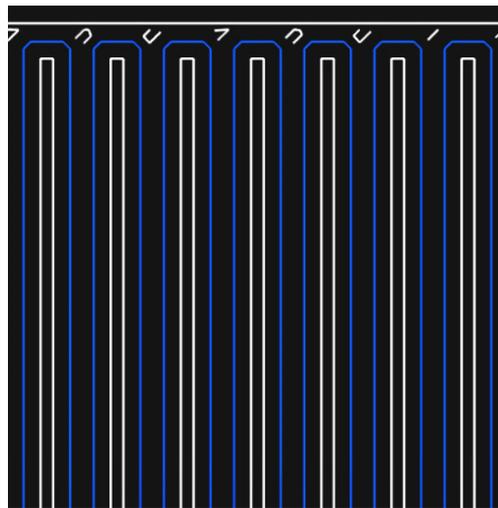


Figura 75, Particolare del passaggio dei filamenti di fibre attorno ai tagli

Il parametro di efficienza  $\eta$  che si ottiene facendo passare un solo giro di fibra attorno ai tagli risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{1.71 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} = 0.5864$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sul volume dei 2 strati di fibra pari al 58.64 %.

### 5.1.2.1 Caso con passaggio doppio di fibre attorno ai tagli

Per il calcolo della distanza  $d$  dei tagli dal perimetro e tra i tagli stessi, che determina il passaggio del numero di fibre voluto, si considera che:

- attorno al taglio si deposita un wall di 0.4 mm
- il software della stampante per depositare due fibre adiacenti deve mantenere una distanza minima di circa 0.2 mm in cui verrà depositata matrice

Alla luce di queste considerazioni, la distanza  $d$  necessaria al passaggio di 2 filamenti di fibre sia attorno ai tagli risulta:

$$d = (0.4 + 2 + 0.2 + 2 + 0.4)mm = 5 mm$$

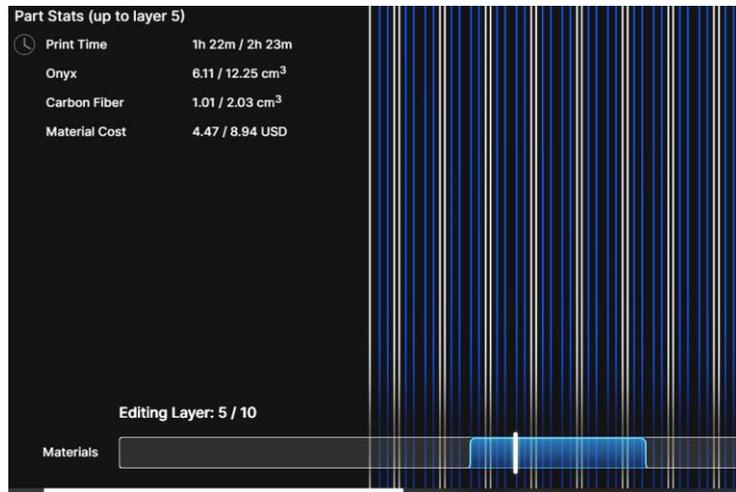


Figura 77, Schema piastra con 2 giri di fibre

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.03 cm^3}{(2.916)cm^3} = 0.69615$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sul volume dei 2 strati rinforzati di circa il 69.62%. Rispetto al caso precedente si nota un aumento di quasi l'11% di  $\eta$ .

### 5.1.2.2 Caso con passaggio di 4 giri di fibre attorno ai tagli

Si ricava la distanza  $d$  seguendo le considerazioni fatte precedentemente:

$$d = (0.4 + 4 + 4 + 0.4 + 0.031)mm = 8.831 mm$$

dove si aggiungono 0.031 mm per tenere in conto lo spessore del taglio.

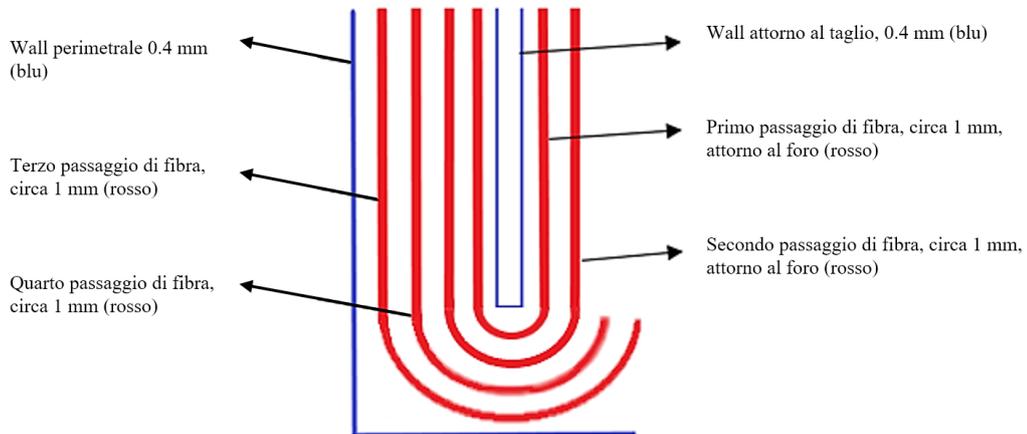


Figura 78, Schema piastra con 4 giri di fibre

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

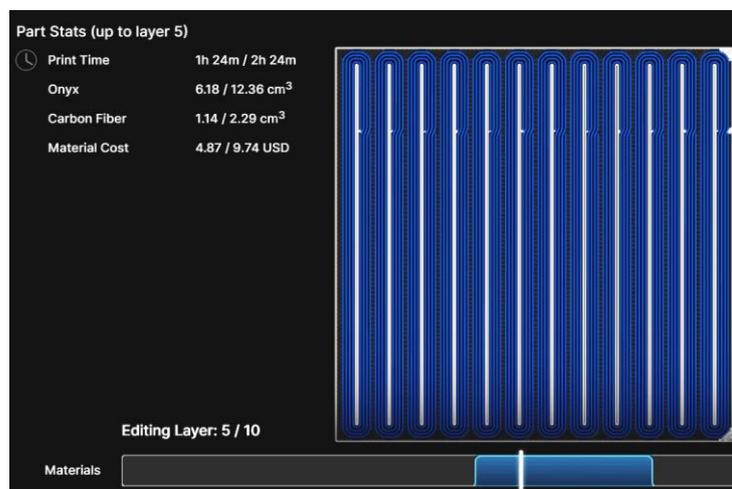


Figura 79, Strato della piastra con 4 giri di fibre su software eiger.io

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.29 cm^3}{(2.916)cm^3} = 0.7853$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sul volume dei 2 strati di fibra di circa il 78.53%.

### 5.1.2.3 Caso con passaggio di 11 giri di fibre attorno ai tagli

Si ricava la distanza  $d$  necessaria a depositare 11 giri di fibra:

$$d = (0.15 + 11 + 11 + 0.15)mm = 22.3 \text{ mm}$$

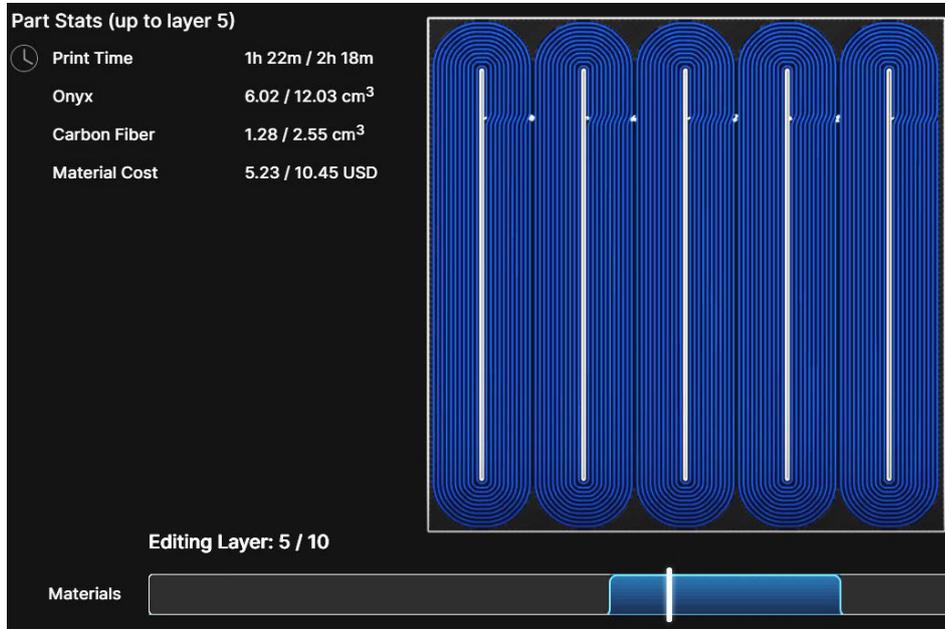


Figura 80, Schema piastra con 11 giri di fibre sia attorno ai tagli

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.55 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} = 0.8784$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sul volume dei 2 strati di circa l'88%.

Successivamente si confrontano la disposizione di fibre concentrica ricavata con quella isotropa, con le fibre disposte a  $90^\circ$ , Figura 81.

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.42 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} = 0.83$$

I risultati confermano che il riempimento concentrico attorno ai tagli non passanti è efficiente e non presenta gli effetti negativi di bordo riscontrati nella strategia 1.

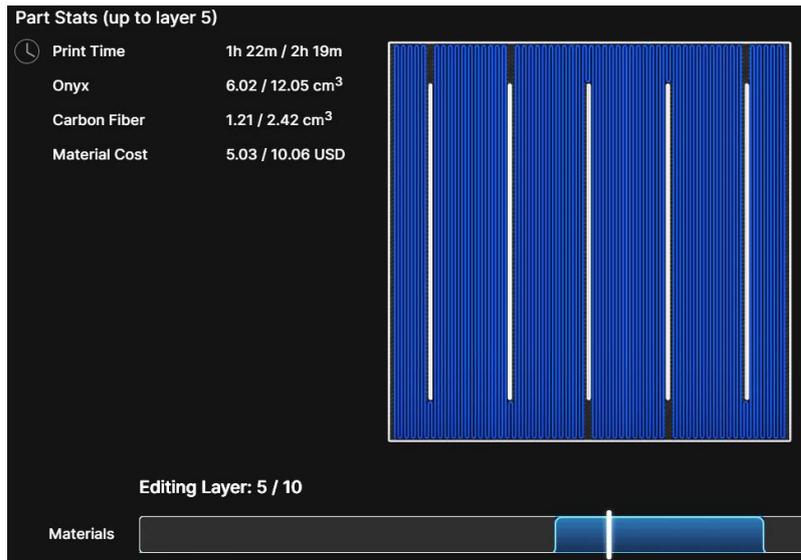


Figura 81, Piastra con 11 giri di fibre con riempimento isotropico a 90°

### 5.1.3 Confronto delle 2 strategie e conclusioni

Le 2 strategie vengono confrontate con una piastra di uguali caratteristiche, senza tagli e che presenta i due strati di fibre depositate in modo isotropo unidirezionale a 90°, Figura 82.

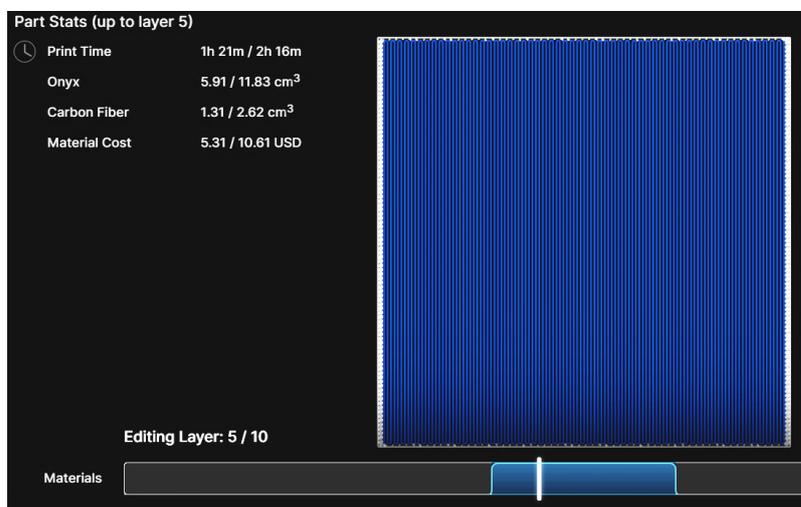


Figura 82, Schema di riempimento isotropico della piastra senza tagli

Il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.62 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} \cong 0.9$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sui due strati rinforzati pari al 90%.

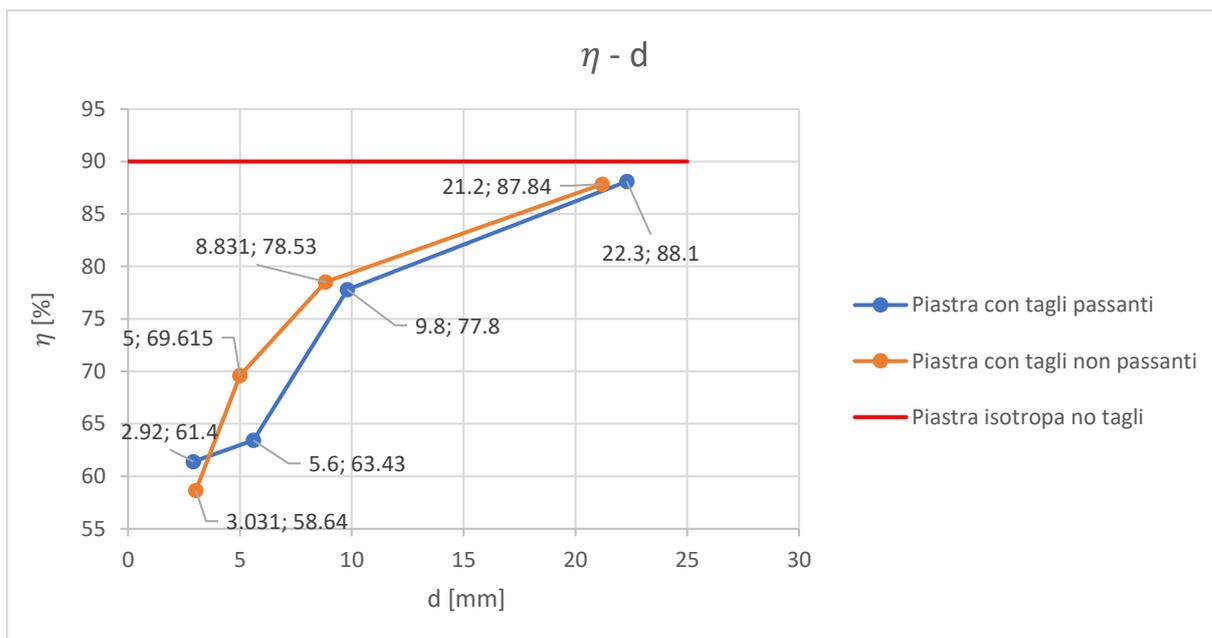


Figura 83, Diagramma  $\eta - d$

In Figura 83 si è diagrammata la percentuale di volume in fibra  $\eta$  relativa ai due strati rinforzati della piastra al variare della distanza  $d$  dei tagli per entrambe le strategie di applicazione.

Si può notare che, al crescere di  $d$ , aumenta la percentuale in volume della fibra depositata sia per la strategia 1 che 2 in quanto si possono far passare più giri di fibra. Le relative distanze necessarie al passaggio di 1, 2, 4 e 11 giri di fibre sono diverse a seconda della strategia. Il parametro  $\eta$  risulta dipendente sia dalla distanza  $d$  che da come si è eseguita la distribuzione dei tagli: si è infatti cercato di applicare al meglio questi ultimi in modo da ridurre al minimo la percentuale di matrice di riempimento, considerando le dimensioni fisse della piastra. Si può osservare che per 11 giri di fibre si ottiene un valore di  $\eta$  simile per le 2 strategie, leggermente inferiore per la piastra con tagli non passanti; ciò è però compensato dal fatto che gli effetti di bordo in quest'ultima sono ridotti.

Inoltre il valore di  $\eta$  ricavato nelle 2 strategie nel caso di 11 giri di fibra è prossimo al valore di riferimento della piastra isotropa senza tagli. Questi risultati confermano che l'applicazione dei tagli di spessore minimo pari a 0.031 mm non inficia la buona riuscita del rinforzo degli strati della piastra. Pertanto il riempimento concentrico in presenza dei tagli sia passanti che non, si dimostra altrettanto efficiente come quello isotropo.

### 5.1.4 Stima delle proprietà del materiale e omogenizzazione

Si definiscono le seguenti terminologie [31]:

- *materiale omogeneo*: materiale in cui le proprietà rimangono costanti in tutti i punti del corpo
- *materiale isotropo*: in ciascun punto del corpo le caratteristiche meccaniche sono uguali in tutte le direzioni, ogni piano che passa per quel punto è un piano di simmetria
- *materiale ortotropo*: in ciascun punto del corpo le proprietà meccaniche sono differenti lungo le tre direzioni perpendicolari fra loro; si hanno quindi solo 3 piani, perpendicolari tra loro, di simmetria elastica e le proprietà dipendono dall'orientamento assunto in ogni punto. Tali materiali ad esempio soggetti a trazione si allungano nella direzione di applicazione del carico e si contraggono nella direzione perpendicolare ad essa.
- *materiale anisotropo*: in ciascun punto del corpo le proprietà meccaniche del materiale sono differenti in tutte le direzioni; non c'è alcun piano di simmetria elastica. Tali materiali sono caratterizzati dal fatto che, soggetti ad esempio a trazione, non solo si allungano e si contraggono lateralmente, ma subiscono una deformazione a taglio.

Le strutture composite sono costituite da due o più "fasi" di natura diversa ed almeno 2 di queste hanno proprietà fisiche e meccaniche sensibilmente differenti tra loro: le fibre di rinforzo costituiscono l'elemento più resistente (particelle o fibre) e la matrice, quello meno resistente. Durante la progettazione dei materiali compositi bisogna tenere conto delle proprietà meccaniche di rinforzo e matrice presi singolarmente, della loro dimensione, della loro concentrazione e interazione. I materiali compositi rientrano nella categoria dei materiali anisotropi (le grandezze fisiche sono diverse in tutte le direzioni) ed eterogenei. Dunque, mentre per i materiali isotropi, si può seguire una trattazione abbastanza agevole, visto che le proprietà meccaniche sono le stesse lungo tutte le direzioni dello spazio, per i materiali compositi il processo di design risulta più complesso.

Per il materiale isotropo infatti l'unico parametro di progetto è lo spessore; per i compositi bisogna tenere in conto delle proprietà meccaniche della singola lamina costituente il laminato, il numero degli strati e il loro orientamento. Volendo studiare le proprietà meccaniche dei materiali compositi, è possibile definire la cosiddetta "*meccanica del composito*" che può essere a sua volta suddivisa in tre parti: *micromeccanica della lamina*, *macromeccanica della lamina*, *macromeccanica del laminato*. La micromeccanica è lo studio delle proprietà meccaniche della lamina (strato) a partire da fibra e matrice prese singolarmente e della loro interazione con lo scopo di determinarne le caratteristiche. La macromeccanica invece studia il comportamento del materiale composito assunto come omogeneo e avente determinati valori medi delle proprietà fisico-meccaniche, media fra quelle della fibra e della matrice.

### 5.1.4.1 Micromeccanica della lamina

Si studia come calcolare le proprietà omogenee della lamina a partire da quelle dei suoi *costituenti* eterogenei.

Lamina	Fibre
Macroscopicamente omogenea	Omogenee
Comportamento lineare elastico	Comportamento lineare elastico
Macroscopicamente ortotropa	Disposte con una spaziatura regolare
Inizialmente in uno stato di tensione nullo	Perfettamente allineate

Matrice	Interfaccia
Omogenea	Perfetta
Isotropa	Completa
Comportamento lineare elastico	Assenza di vuoti

Nel caso trattato i materiali costituenti sono:

- Fibra di Carbonio  $\rightarrow$  da cui si ricavano  $E_f$  modulo elastico della fibra,  $\nu_f$  coefficiente di Poisson della fibra,  $G_f$  modulo elastico tangenziale della fibra,  
 $V_f = \text{frazione in volume della fibra} / \text{Volume totale}$
- Matrice: Onyx  $\rightarrow E_m, \nu_m, G_m,$   
 $V_m = \text{frazione in volume della matrice} / \text{Volume totale}$

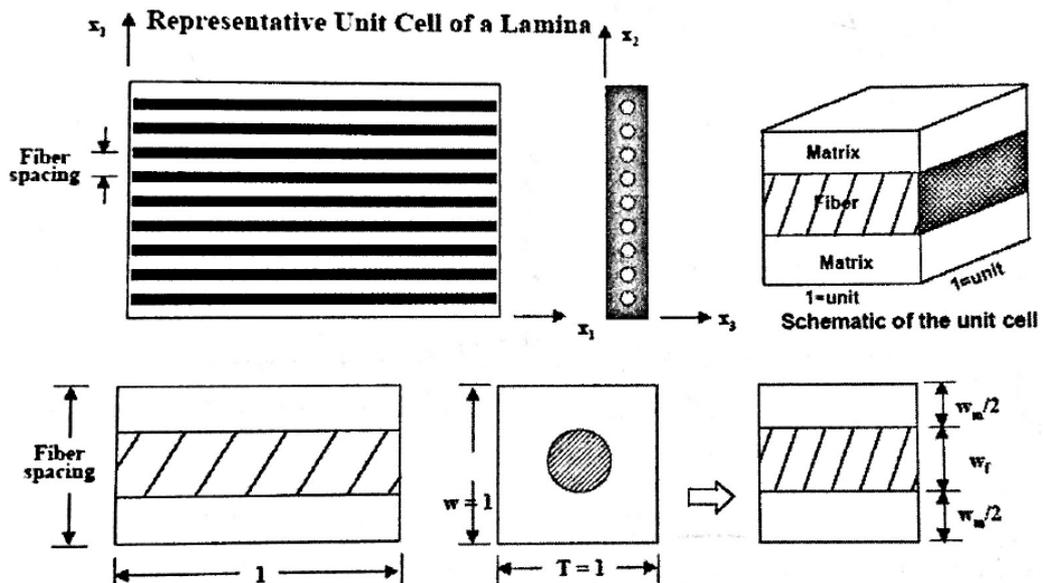


Figura 84, Rappresentazione schematica della lamina [31]

Assenza di vuoti →

$$V_{componente} = V_f + V_m = 1$$

Volume di fibra:  $A_f * 1 = A_f$

Volume di matrice =  $A_m * 1 = A_m$

Volume del composito =  $A_c = A_c * 1 = A_c$

Frazione in volume di fibra =  $A_f/A_c = V_f$                       o                       $V_f = w_f/w$

Frazione in volume di matrice =  $A_m/A_c = V_m$                       o                       $V_m = w_m/w$

Indicando con 1 l'asse parallelo alle fibre, 2 quello perpendicolare alle fibre infine con 3 l'asse perpendicolare alla lamina, in Figura 85 viene rappresentato un esempio di laminato con strati alterni di fibre continue e di matrice.

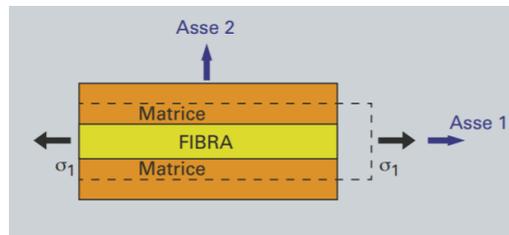


Figura 85, Rappresentazione schematica laminato in composito

**Determinazione di E<sub>1</sub>**

Assunzione: nel sistema rappresentato in figura fibra e matrice lavorano in “parallelo”, quindi il carico interessa sia la matrice che la fibra in quanto queste ultime debbono restare intimamente connesse.

**Deformazione del laminato:**  $\epsilon_1 = \frac{\Delta L}{L} = \epsilon_f = \epsilon_m$

**Forza sul laminato:**  $\sigma A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m$

**Tensione sul laminato:**  $\sigma_1 = \frac{\sigma_f A_f}{A_c} + \frac{\sigma_m A_m}{A_c} = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m$

Da Hooke  $\sigma = E\epsilon$  si ha:  $\epsilon_1 E_1 = \epsilon_1 E_f V_f + \epsilon_1 E_m V_m$

Si ricava quindi la 1° legge delle miscele:

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$$

**Caso tagli passanti, 1 giro di fibra**

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $1.79 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{1.79 \text{ cm}^3}{14.33 \text{ cm}^3} = 0.125$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.54 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.54 \text{ cm}^3}{14.33 \text{ cm}^3} = 0.875$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.125 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.875 = 9.6 \text{ GPa}$$

### Caso tagli passanti, 2 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $1.85 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{1.85 \text{ cm}^3}{14.72 \text{ cm}^3} = 0.126$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.87 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.87 \text{ cm}^3}{14.72 \text{ cm}^3} = 0.874$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.126 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.874 = 7.56 \text{ GPa} + 2.098 \text{ GPa} = 9.66 \text{ GPa}$$

### Caso tagli passanti, 4 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $2.27 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.27 \text{ cm}^3}{14.66 \text{ cm}^3} = 0.155$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.39 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.39 \text{ cm}^3}{14.66 \text{ cm}^3} = 0.845$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.155 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.845 = 9.3 \text{ GPa} + 2.028 \text{ GPa} = 11.328 \text{ GPa}$$

### Caso tagli passanti, 11 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $2.57 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.57 \text{ cm}^3}{14.62 \text{ cm}^3} = 0.176$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.05 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.05 \text{ cm}^3}{14.62 \text{ cm}^3} = 0.824$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.176 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.824 = 10.56 \text{ GPa} + 1.98 \text{ GPa} = 12.54 \text{ GPa}$$

Come si può vedere, in questo caso  $E_1$  è praticamente uguale al prodotto tra il modulo della fibra e la sua frazione in volume. Causa l'esiguo valore del modulo della matrice, il contributo di quest'ultima risulta molto limitato.

### Caso tagli non passanti, 1 giro di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $1.71 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{1.71 \text{ cm}^3}{14.25 \text{ cm}^3} = 0.12$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.54 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.54 \text{ cm}^3}{14.25 \text{ cm}^3} = 0.88$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.12 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.88 = 7.2 \text{ GPa} + 2.112 \text{ GPa} = 9.312 \text{ GPa}$$

### Caso tagli non passanti, 2 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $2.03 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.03 \text{ cm}^3}{14.28 \text{ cm}^3} = 0.1421$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.25 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.03 \text{ cm}^3}{14.28 \text{ cm}^3} = 0.858$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.1421 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.858 = 8.526 \text{ GPa} + 2.059 \text{ GPa} = 10.585 \text{ GPa}$$

### Caso tagli non passanti, 4 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $2.29 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.29 \text{ cm}^3}{14.65 \text{ cm}^3} = 0.156$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.36 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.36 \text{ cm}^3}{14.65 \text{ cm}^3} = 0.844$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.156 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.844 = 9.36 \text{ GPa} + 2.0256 \text{ GPa} = 11.386 \text{ GPa}$$

### Caso tagli non passanti, 11 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $2.55 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.55 \text{ cm}^3}{14.58 \text{ cm}^3} = 0.175$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.03 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.03 \text{ cm}^3}{14.58 \text{ cm}^3} = 0.825$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m = 60 \text{ GPa} \cdot 0.175 + 2.4 \text{ GPa} \cdot 0.825 = 10.5 \text{ GPa} + 1.98 \text{ GPa} = 12.48 \text{ GPa}$$

Anche in questo caso  $E_1$  è praticamente uguale al prodotto tra il modulo della fibra e la sua frazione in volume. Causa l'esiguo valore del modulo della matrice, il contributo di quest'ultima risulta molto limitato.

### Determinazione di $E_2$

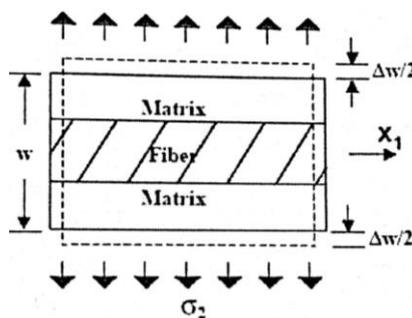


Figura 86, Schema stato di tensione sul laminato, [31]

Assunzione: lo sforzo trasversale è lo stesso in tutto il laminato, fibra e matrice.

Fibra e matrice saranno quindi interessate dallo stesso stato di sforzo, ma da differenti deformazioni.

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta w}{w}$$

$$\Delta w = \varepsilon_2 w = \frac{\sigma_2}{E_f} w_f + \frac{\sigma_2}{E_m} w_m$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} = \frac{\sigma_2 w_f}{E_f w} + \frac{\sigma_2 w_m}{E_m w}$$

$$\frac{\varepsilon_2}{\sigma_2} = \frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}$$

Il modulo elastico in direzione 2 è di minore importanza rispetto a quello in direzione delle fibre in quanto le proprietà migliori del laminato si registrano nella direzione delle fibre e non in quella perpendicolare ad esse. Si può constatare facilmente, osservando la formula, che in questo caso il contributo della matrice conta in maniera determinante.

#### Caso tagli passanti, 1 giro di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $1.79 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{1.79 \text{ cm}^3}{14.33 \text{ cm}^3} = 0.125$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.54 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.54 \text{ cm}^3}{14.33 \text{ cm}^3} = 0.875$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.125}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.875}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.725 \text{ GPa}$$

#### Caso tagli passanti, 2 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $1.85 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{1.85 \text{ cm}^3}{14.72 \text{ cm}^3} = 0.126$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.87 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.87 \text{ cm}^3}{14.72 \text{ cm}^3} = 0.874$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.126}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.874}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.73 \text{ GPa}$$

### Caso tagli passanti, 4 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	$\text{Volume di fibra} = 2.27 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.27 \text{ cm}^3}{14.66 \text{ cm}^3} = 0.155$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	$\text{Volume di matrice} = 12.39 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.39 \text{ cm}^3}{14.66 \text{ cm}^3} = 0.845$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.155}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.845}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.82 \text{ GPa}$$

### Caso tagli passanti, 11 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	$\text{Volume di fibra} = 2.57 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.57 \text{ cm}^3}{14.62 \text{ cm}^3} = 0.176$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	$\text{Volume di matrice} = 12.05 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.05 \text{ cm}^3}{14.62 \text{ cm}^3} = 0.824$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.176}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.824}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.88$$

Come si può vedere, in questo caso  $E_2$  è praticamente uguale al prodotto tra il modulo della fibra e la sua frazione in volume. Causa l'esiguo valore del modulo della matrice, il contributo di quest'ultima risulta molto limitato.

### Caso tagli non passanti, 1 giro di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	$\text{Volume di fibra} = 1.71 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{1.71 \text{ cm}^3}{14.25 \text{ cm}^3} = 0.12$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	$\text{Volume di matrice} = 12.54 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.54 \text{ cm}^3}{14.25 \text{ cm}^3} = 0.88$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.12}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.88}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.71 \text{ GPa}$$

### Caso tagli non passanti, 2 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	$\text{Volume di fibra} = 2.03 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.03 \text{ cm}^3}{14.28 \text{ cm}^3} = 0.142$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	$\text{Volume di matrice} = 12.25 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.25 \text{ cm}^3}{14.28 \text{ cm}^3} = 0.86$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.142}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.86}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.77 \text{ GPa}$$

### Caso tagli non passanti, 4 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $2.29 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.29 \text{ cm}^3}{14.65 \text{ cm}^3} = 0.156$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.36 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.36 \text{ cm}^3}{14.65 \text{ cm}^3} = 0.844$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.156}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.844}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.823 \text{ GPa}$$

### Caso tagli non passanti, 11 giri di fibra

Fibra di carbonio	$E_f = 60 \text{ GPa}$	Volume di fibra = $2.55 \text{ cm}^3$	$V_f = \frac{2.55 \text{ cm}^3}{14.58 \text{ cm}^3} = 0.175$
Onyx	$E_m = 2.4 \text{ GPa}$	Volume di matrice = $12.03 \text{ cm}^3$	$V_m = \frac{12.03 \text{ cm}^3}{14.58 \text{ cm}^3} = 0.825$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)} = \frac{1}{\frac{0.175}{60 \text{ GPa}} + \frac{0.825}{2.4 \text{ GPa}}} = 2.88 \text{ GPa}$$

### Determinazione del coefficiente di Poisson $\nu_{12}$

Deformazione laterale dovuta allo sforzo  $\sigma_1$ :

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta w}{w}$$

Il coefficiente di Poisson si definisce come:

$$\nu = -\frac{\varepsilon_{trasv}}{\varepsilon_{longi}}$$

dove

- $\varepsilon_{trasv}$  è la deformazione trasversale
- $\varepsilon_{longi}$  è la deformazione longitudinale

Il segno negativo è conseguenza della convenzione utilizzata in cui gli sforzi normali di trazione producono un allungamento e nello stesso tempo una diminuzione della sezione trasversale del provino.

Quindi risulta:

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1}$$

essendo  $\varepsilon_2 = -\varepsilon_1 \nu_f V_f - \varepsilon_1 \nu_m V_m$  si ha

$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m$$

Anche per quanto riguarda il modulo di Poisson vale quindi la regola delle miscele.

### Determinazione del modulo elastico tangenziale $G_{12}$

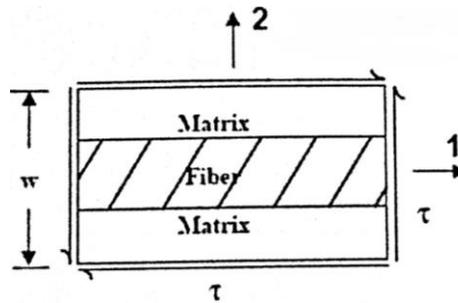


Figura 87, Schema del laminato soggetto a taglio [31]

Assumendo che lo *sforzo di taglio* sia lo stesso per matrice, fibra e laminato intero, lo stato di deformazione risulta diverso:

$$\tau_c = \tau_f = \tau_m = \tau$$

$$\gamma = \frac{\tau}{G_{12}}$$

$$\gamma_m = \frac{\tau}{G_m}, \quad \gamma_f = \frac{\tau}{G_f}$$

La deformazione a taglio totale risulta:

$$\Delta = \gamma w = \frac{\tau w}{G_{12}}$$

da cui si può ricavare

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_m}{G_m} + \frac{V_f}{G_f}$$

Nei modelli numerici, non essendo fornito il valore da letteratura, si è usato:  $G_{12} = 5 \text{ GPa}$ .

Tabella riassuntiva dei valori di  $E_1$  e  $E_2$  per le due strategie in funzione del numero di giri di fibra depositati:

TAGLI PASSANTI		
	$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$ [GPa]	$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)}$ [GPa]
1	9.6	2.72
2	9.66	2.73
4	11.328	2.82
11	12.54	2.88

Tabella 8,  $E_1 - E_2$  per strategia dei tagli passanti in funzione del numero di giri

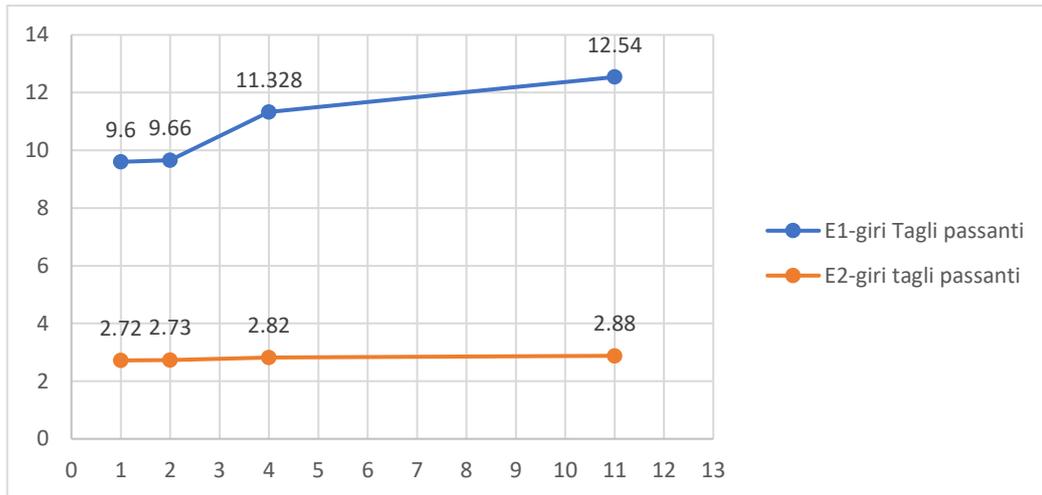


Figura 88,  $E_1 - E_2$  per strategia dei tagli passanti in funzione del numero di giri

- $E_1 \cong E_f \cdot V_f$  da  $1 \rightarrow 11$  giri di fibra attorno ai tagli passanti  $E_1 \uparrow 30.6\%$
- $E_2$ , predomina l'effetto della matrice  $\approx cost$

TAGLI NON PASSANTI		
	$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$ [GPa]	$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)}$ [Gpa]
1	9.313	2.71
2	10.585	2.77
4	11.386	2.823
11	12.48	2.88

Tabella 9,  $E_1 - E_2$  per strategia dei tagli non passanti in funzione del numero di giri

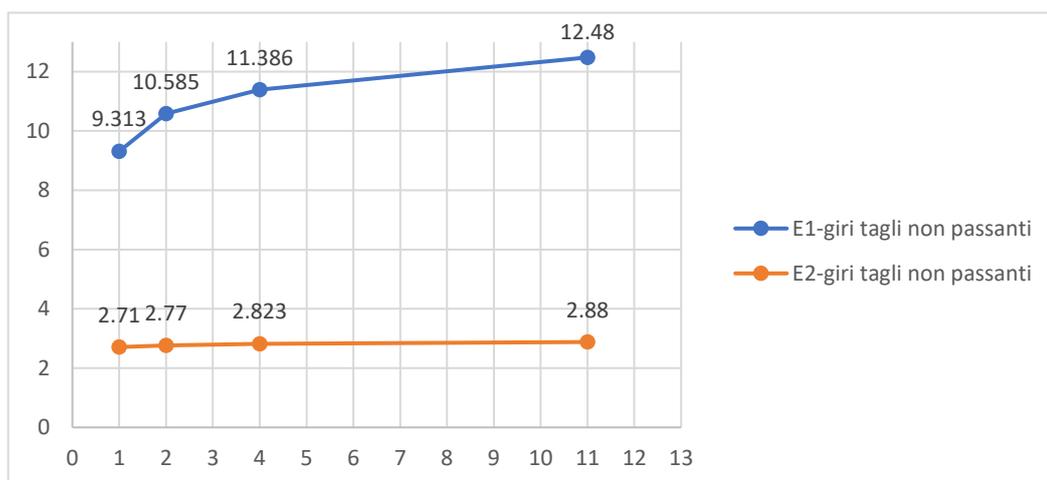


Figura 89,  $E_1 - E_2$  per strategia dei tagli non passanti in funzione del numero di giri

- $E_1 \cong E_f \cdot V_f$  da  $1 \rightarrow 11$  giri di fibra attorno ai tagli passanti  $E_1 \uparrow 34\%$
- $E_2$ , predomina l'effetto della matrice  $\approx cost$

# 6 MODELLAZIONE VAT

## 6.1 Fase di assessment iniziale

L'assessment di modellizzazione FEM di una struttura VAT consiste in un primo approccio con un caso da prendere ad esempio ricavato dalla letteratura VAT, al fine di comprenderne meglio le caratteristiche di progettazione e familiarizzare con il software Femap® ad elementi finiti. Nel caso in questione si fa riferimento allo studio di una piastra cantilever VAT, svolto in [16], di cui si vuole riprodurre l'analisi dinamica tramite software agli elementi finiti.

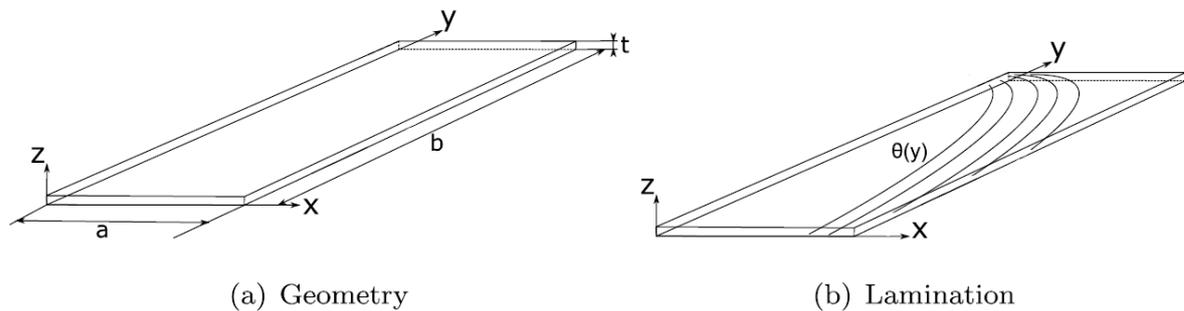


Figura 90. Geometria e laminazione della piastra presa in esame [16]

La piastra in Figura 90, presenta un singolo strato di materiale ortotropo e ha le seguenti caratteristiche:

Geometria		
$a = 0.2 \text{ m}$	$b = 1 \text{ m}$	$t = 0.01 \text{ m}$
Materiale		
$E_{LL} = 50 \text{ GPa}$	$E_{TT} = 10 \text{ GPa}$	$E_{ZZ} = 10 \text{ GPa}$
$\nu_{LZ} = 0.25$	$\nu_{TZ} = 0.25$	$\nu_{LT} = 0.25$
$\rho = 1700 \text{ kg/m}^3$		

Le fibre sono orientate lungo una traiettoria curvilinea di laminazione che segue una legge di variazione lineare dell'angolo  $\theta(y)$  formato tra la tangente alla curva e l'asse verticale del tipo:

$$\theta(y) = 0^\circ + \frac{y}{L} \cdot 90^\circ$$

In questo modo le fibre presentano un angolo di laminazione iniziale pari a  $0^\circ$  che varia linearmente fino all'estremità della piastra dove vale  $90^\circ$ .

Seguendo i passaggi svolti in 6.2, per ricavare le x corrispondenti si sfrutta il significato geometrico di derivata ovvero quello di tangente la curva in un determinato punto. Quindi nel caso considerato:

$$\theta(y) = f'(x)$$

Per ottenere la coordinata  $x = f(y)$  si esegue l'integrale di  $\theta(y)$  che risulta:

$$\int \theta(y) dy = \frac{y^2}{2L} \cdot 90^\circ + c$$

Imponendo la costante, si possono così ricavare su Excel i vari punti  $P(x, y)$  che compongono la curva “madre” che definisce il path curvilineo sulla piastra, visibile in rosso in Figura 91. In Figura viene anche mostrato in verde l'andamento lineare della relazione di  $\theta(y)$  che parte da  $0^\circ$  per  $y = 0m$  e arriva a  $90^\circ$  per  $y = 1m$ .

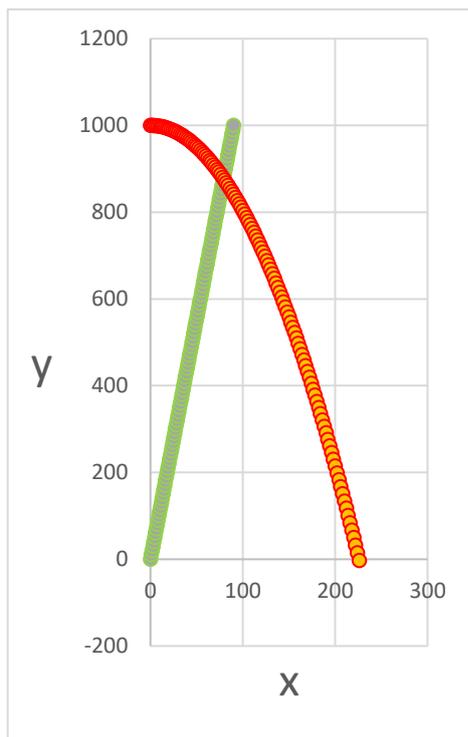


Figura 91; Andamento lineare di  $\theta(y)$  e curva madre del path VAT

Da Excel si importa la curva su CAD sfruttando una macro che unisce i punti della curva con delle spline. Una volta su CAD, dalla curva “madre” si generano le altre attraverso dei comandi “pattern” che riproducono le istanze, senza modificarne la legge, distanziandole di un offset impostato, Figura 93. Si eseguono successivamente delle “trimmature” delle curve per adattare al perimetro della piastra.

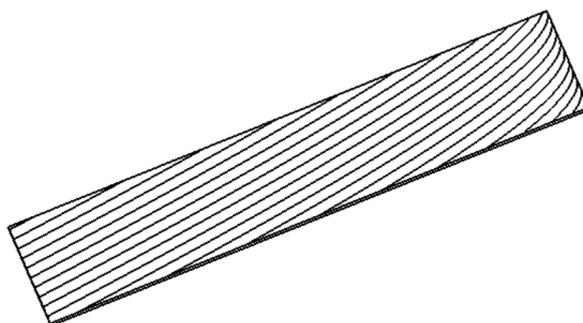


Figura 92, Vista isometrica del wireframe della piastra cantilever VAT

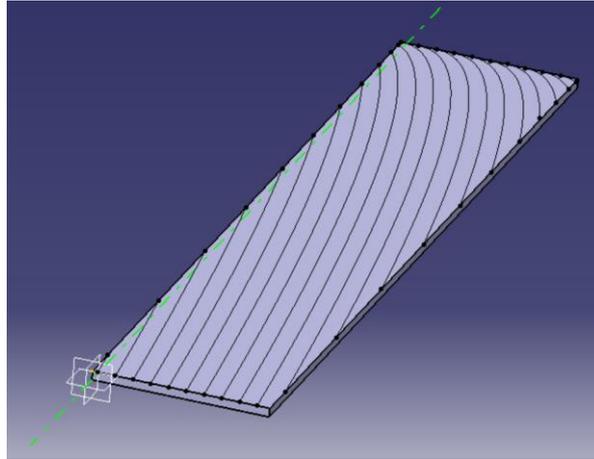


Figura 93, Vista 3D della piastra VAT

Sul software Femap® si seguono i seguenti passaggi schematici:

- Geometria della piastra
- Materiale: ortotropo 2D con valori da tabella
- Proprietà della piastra
- Layup della piastra con strato singolo
- Vincoli -> incastro in direzione x
- Mesh
- Orientamento del materiale secondo il “reference path”
- Analisi dinamica modale a 15 autovalori con solutore integrato
- Analisi della risposta modale dei primi 5 modi e confronto con quelli dell’esempio di letteratura

	<b>Prime 15 frequenze naturali modello VAT ricreato [Hz]</b>	<b>Prime 15 frequenze naturali modello VAT letteratura [Hz]</b>
<b>Modo 1</b>	6.882	6.56
<b>Modo 2</b>	44.9	33.63
<b>Modo 3</b>	52.71	56.85
<b>Modo 4</b>	126.9	91.97
<b>Modo 5</b>	129.35	124.45
<b>Modo 6</b>	160.56	157.04
<b>Modo 7</b>	248.36	183.54
<b>Modo 8</b>	296.9	271.80
<b>Modo 9</b>	397.9	308.23
<b>Modo 10</b>	473.8	401.46
<b>Modo 11</b>	577.8	457.18
<b>Modo 12</b>	607	526.77
<b>Modo 13</b>	663.12	549.77
<b>Modo 14</b>	683.83	631.94
<b>Modo 15</b>	698.6	718.44

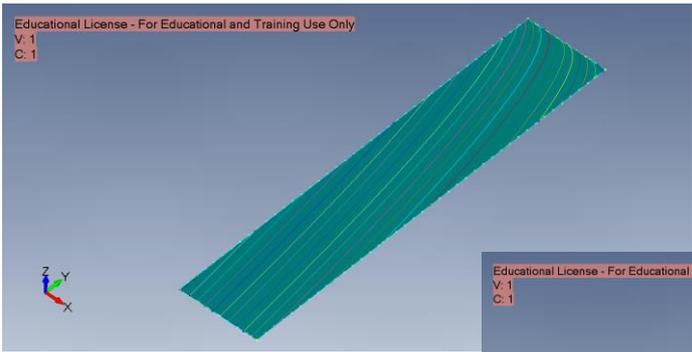
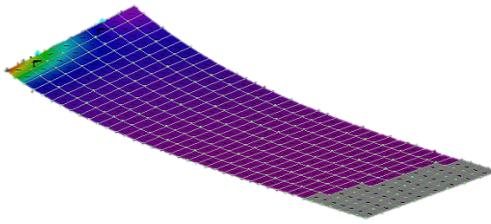
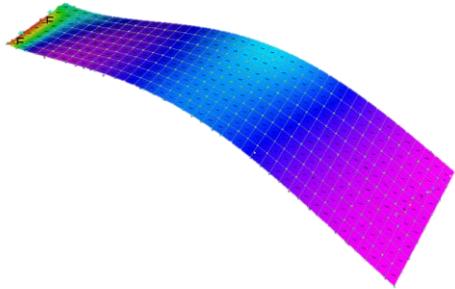


Figura 94, Mesh piastra cantilever con orientamento del materiale in relazione alla curva di riferimento secondo la direzione x

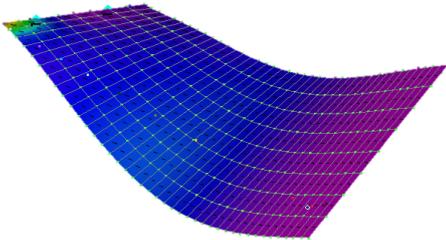
**MODO 1**



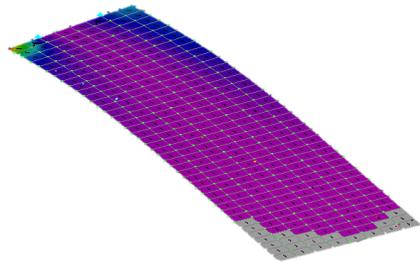
**MODO 2**



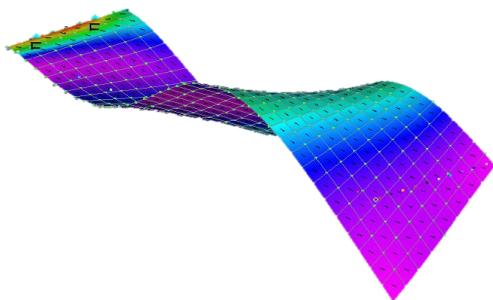
**MODO 3**



**MODO 4**



**MODO 5**



## 6.2 Modello stampa 3D VAT

Facendo riferimento alla piastra di Tabella 10 si esegue la modellizzazione del modello 3D VAT.

PIASTRA	
Dimensioni	108 x 108 x 1.25 (mm)
Matrice	Onyx
Riempimento matrice	Solida
Fibre	Fibre di carbonio
N° strati di fibre	2
Riempimento fibre	Concentrico
h singolo strato	0.125 (mm)
N° wall	1
N° strati floor/roof (matrice)	4 (ciascuno)
Spessore tagli	0.031 (mm)

Tabella 10, Piastra usata per schematizzazione VAT

### 6.2.1 Modello VAT con “metodo a sentiero-traslato”

Seguendo gli step di modellazione VAT di [16] e [17], si pone l'origine degli assi  $X - Y$  nel centro della piastra e l'orientamento delle fibre cambia continuamente in funzione delle coordinate.

La distribuzione angolare delle fibre è solitamente rappresentata attraverso curve spline, Non Uniform Rational Basis-Splines (NURBS) o polinomi di Lagrange; in questa trattazione verranno usate delle spline.

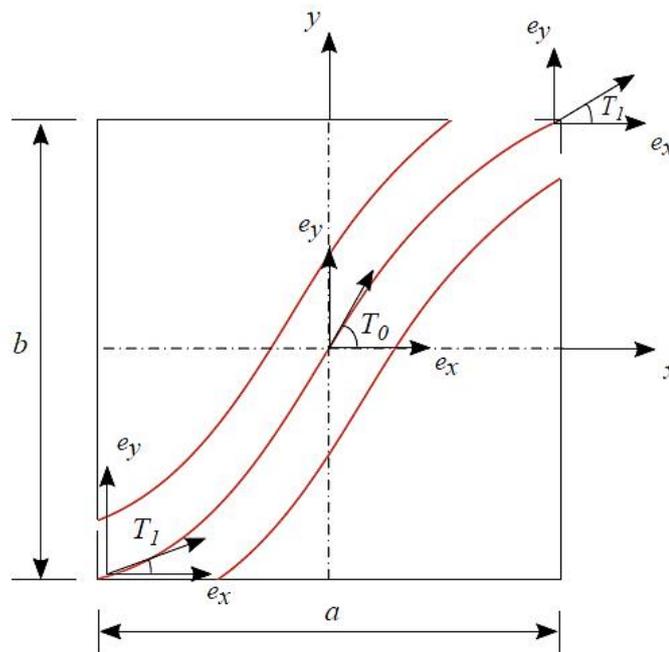


Figura 95, Modellazione della piastra e della relativa laminazione [17]

La variazione angolare delle fibre è lineare e viene espressa attraverso la seguente relazione:

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

dove

- $T_1$  è rappresenta l'angolo formato tra la tangente alla curva e l'orizzontale alle 2 estremità della piastra
- $T_0$  rappresenta l'angolo tra la tangente alla curva e l'orizzontale al centro della piastra
- $a = b$  lati della piastra quadrata

Sfruttando la relazione precedente si ricavano i valori di  $\theta(x)$  per 100 punti in cui è stata suddivisa la lunghezza della piastra; per ricavare le  $y$  corrispondenti si sfrutta il significato geometrico di derivata ovvero quello di tangente la curva in un determinato punto. Quindi nel caso considerato:

$$\theta(x) = f'(x)$$

Per ottenere la coordinata  $y = f(x)$  si esegue l'integrale di  $\theta(x)$  che risulta:

$$\int \theta(x) \cdot dx = 2 \cdot \frac{(T_1 - T_0)}{a} \cdot \frac{|x| x}{2} + T_0 x = \frac{(T_1 - T_0)}{a} \cdot |x| x + T_0 x + c$$

quindi

$$\begin{cases} x^2 \cdot \frac{(T_1 - T_0)}{a} + T_0 x, & \text{per } x > 0 \\ -x^2 \cdot \frac{(T_1 - T_0)}{a} + T_0 x, & \text{per } x < 0 \end{cases}$$

Si ricavano così le coordinate dei punti  $P(x, f(x))$  e, impostando gli angoli  $T_0 = 45^\circ$  e  $T_1 = 0^\circ$  si ottiene la curva del path delle fibre su Excel, Figura 96.

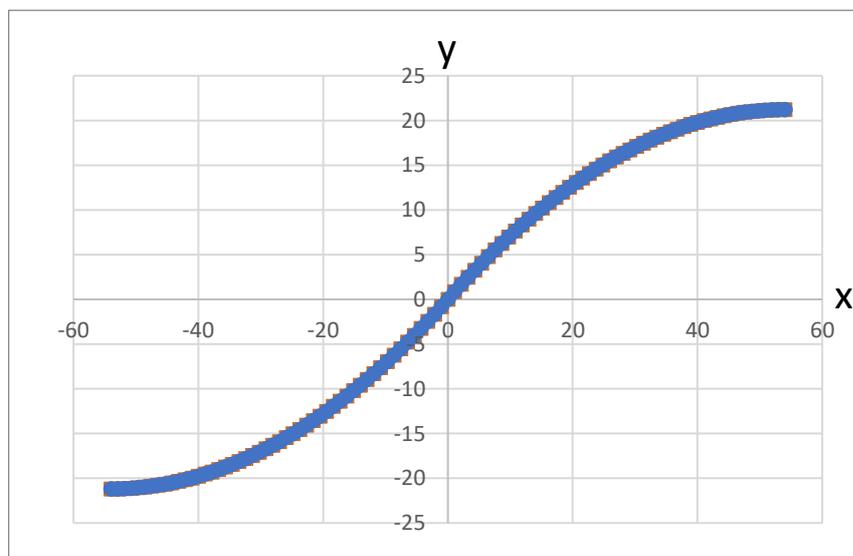


Figura 96, Curva path delle fibre curvilinee ottenuta su Excel

Da Excel si importa la curva su CAD sfruttando una macro che unisce i punti della curva con delle spline. Una volta su CAD, dalla “curva madre” o “reference path” si generano le altre attraverso dei comandi “pattern” che riproducono le istanze, senza modificarne la legge, distanziandole di un valore impostato, Figura 97, al fine di riempire in modo completo la superficie.

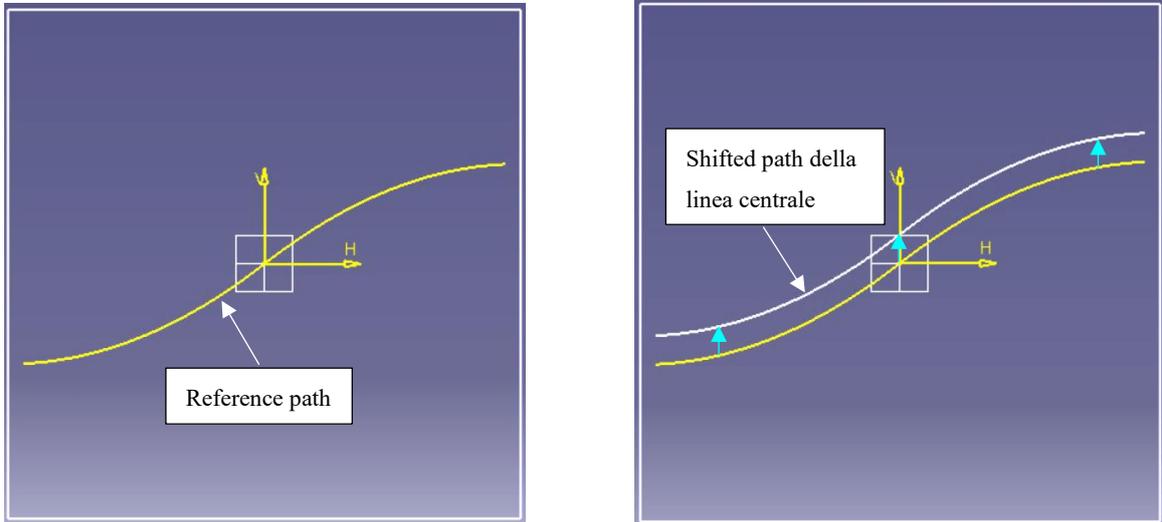


Figura 97, Reference path a sinistra e centerline shiftato a destra

Sono state effettuate delle “trimmature” delle curve ai bordi (tenendo conto dei risultati ottenuti da 5.1.2) per permettere la deposizione dei giri di fibra voluti. Una volta definite le curve, Figure 98-99, si eseguono i tagli dello spessore di 0.031 mm solo negli strati delle fibre, Figura 100 ottenendo la piastra voluta, Figure 101-102.

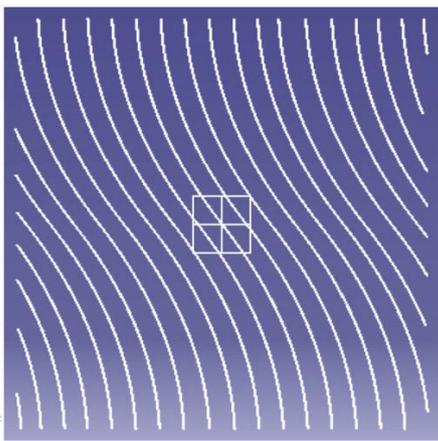


Figura 98, Vista dall'alto del wireframe della piastra

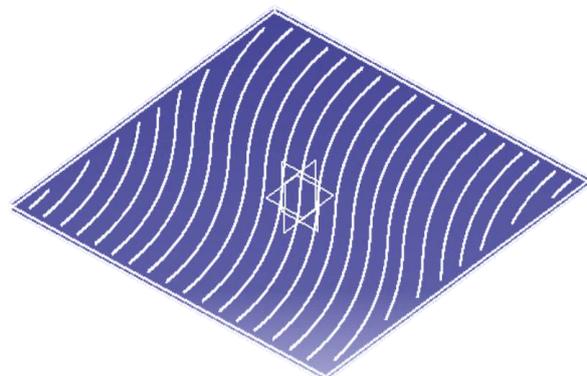


Figura 99, Vista isometrica del wireframe della piastra

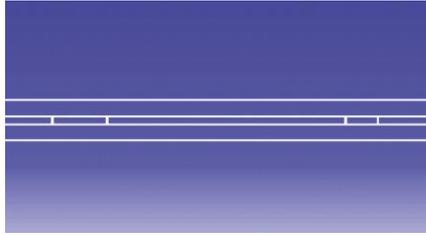


Figura 100, Particolare di vista in sezione della piastra e dei 2 strati in cui sono deposte le fibre

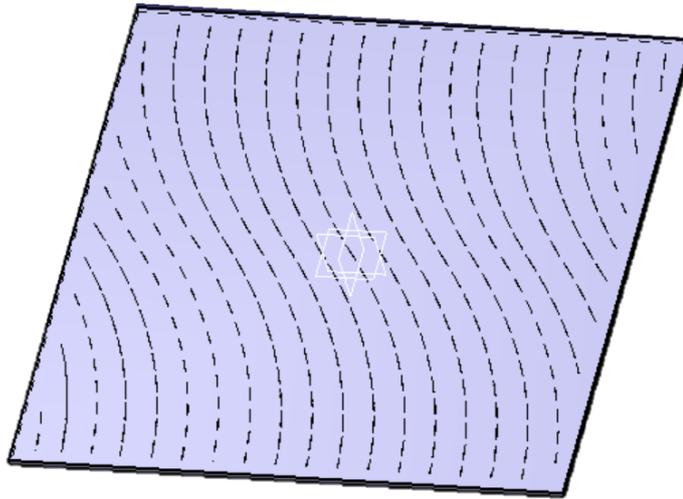


Figura 101, Vista isometrica della piastra con relativi tagli-path curvilinei delle fibre

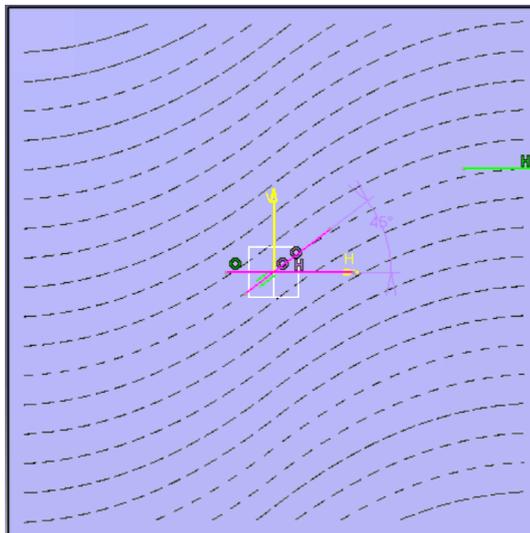


Figura 102 Vista dall'alto della piastra VAT con particolare degli angoli al centro e alle estremità

Il metodo di creazione delle traiettorie curvilinee shiftate a partire da quella di riferimento, è molto efficiente e consente di aumentare notevolmente la resistenza a buckling rispetto al caso di laminato in composito a fibre dritte [19]. Si riporta di seguito il modello creato sul software eiger.io, Figura 103.

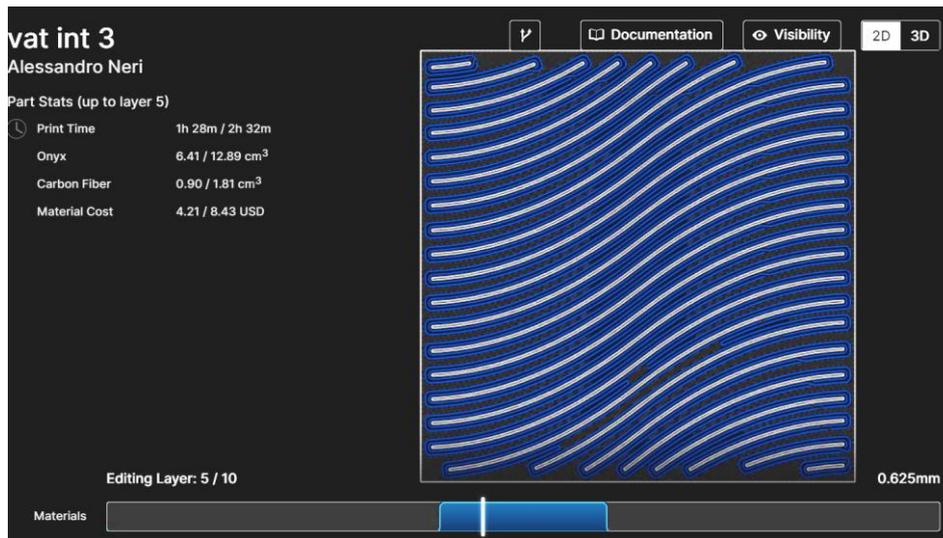


Figura 103, Vista 2D del modello VAT su software eiger.io

Questo metodo però presenta i problemi evidenziati in Figura 104:

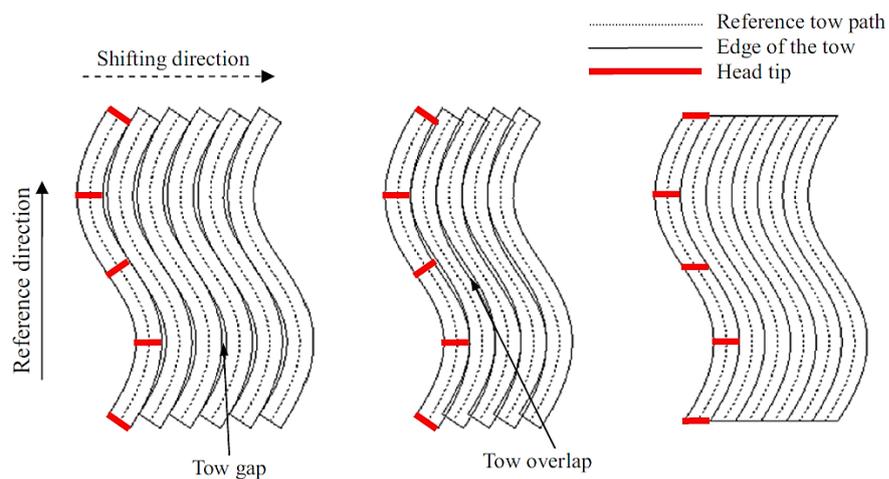


Figura 104, Principali difetti riscontrati con il metodo di creazione della traiettoria shiftata, [18]

- **tow gap**, ovvero intervalli tra i tow depositati in cui non vengono deposte fibre data la natura curvilinea del “reference path”, che costituiscono difetti e discontinuità nel materiale

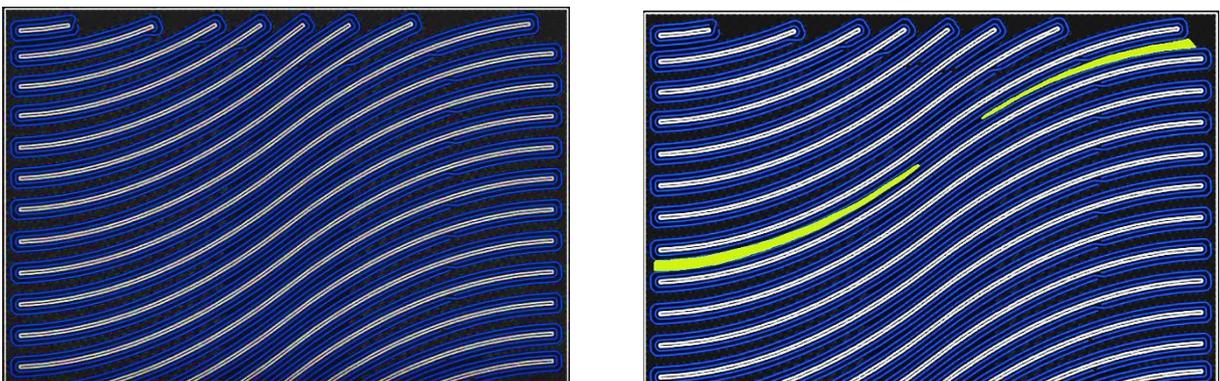


Figura 105, Presenza dei tow gap evidenziati in verde a destra

- *tow overlap*, sentieri adiacenti che iniziano a sovrapporsi non consentendo la corretta deposizione delle fibre

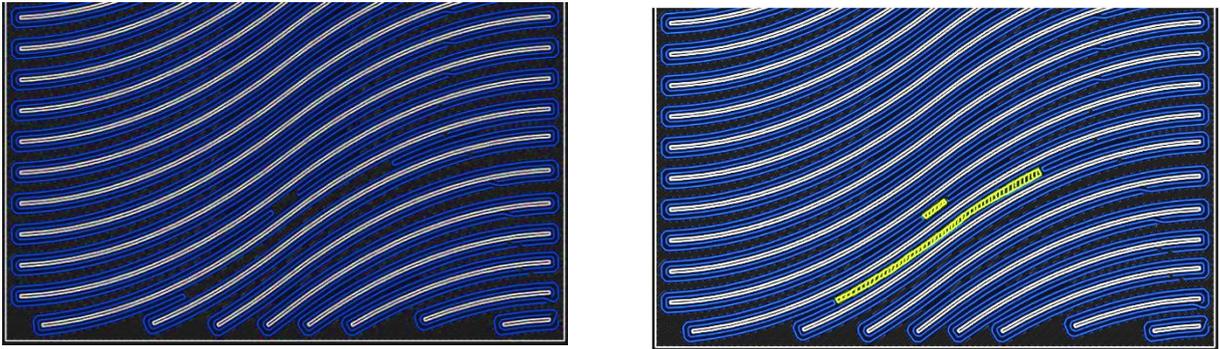


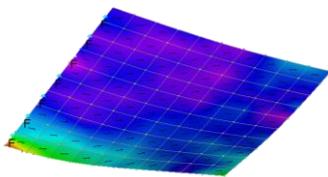
Figura 106, Tow overlap che non consentono la corretta deposizione delle fibre

Le alternanze di vuoti e sovrapposizioni combinati tra loro comportano variazioni di spessore del laminato. Le sovrapposizioni si riscontrano in corrispondenza dei cambi di ampiezza dovuta alla curvatura del reference path.

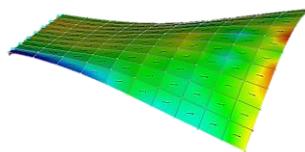
Si esegue il modello FEM a 10×10 elementi del laminato VAT a 10 strati (4 strati di Onyx + 2 strati intermedi in fibra di carbonio + 4 strati di Onyx) incastrato ad una estremità, evidenziando i primi 5 modi.

### INCASTRATO

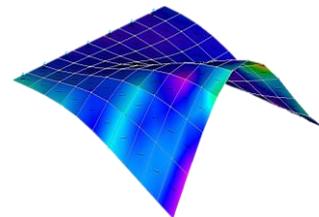
**MODO 1**



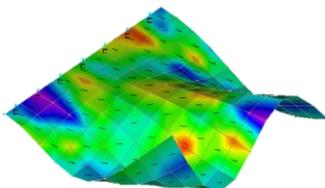
**MODO 2**



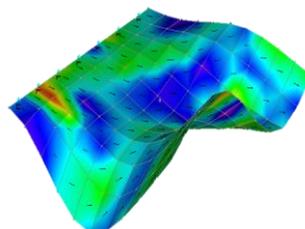
**MODO 3**



**MODO 4**



**MODO 5**



	Prime 5 frequenze naturali modello VAT ricreato con incastro [Hz]
<b>Modo 1</b>	28.39
<b>Modo 2</b>	117.48
<b>Modo 3</b>	183.5
<b>Modo 4</b>	337.82
<b>Modo 5</b>	515.11

## 6.2.2 Modello VAT con “metodo a sentiero con offset”

Con riferimento a [19], con una semplice formulazione matematica si può calcolare facilmente la distanza effettiva necessaria, indicata  $w_{proiettato}$ , affinché si mantenga costante la distanza impostata tra le curve, ovvero  $w_{nominale}$ :

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

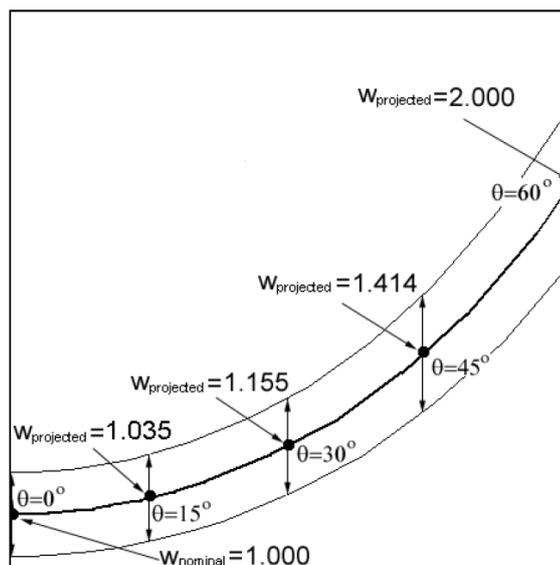


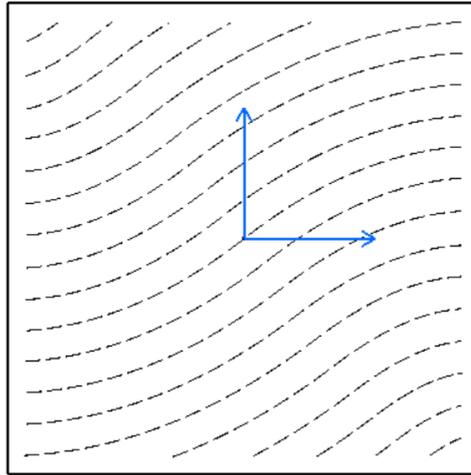
Figura 107, Schema per ricavare la distanza effettiva tra le curve al variare dell'angolo [19]

Come illustrato nella Figura 107, al crescere di  $\theta$  il  $\cos \theta$  si riduce e quindi  $w_{proiettato}$  aumenta. Nel caso in esempio, passando da  $\theta = 0^\circ$  a  $\theta = 60^\circ$  la distanza nominale varia da 1 a 2 nell'estremità.

Ai fini pratici viene sviluppato su CAD il modello sfruttando le potenzialità del comando offset. A partire dal “reference path” si creano una ad una le curve, con i relativi vincoli, tenendo conto della distanza da mantenere dai bordi per ottenere i giri di fibra voluti. Definite le curve si eseguono i relativi tagli di spessore 0.031 mm solo nei 2 strati di fibre, e si crea il file .stl.

Successivamente lo si importa sul software eiger.io della stampante dove, una volta impostati i vari parametri, si ottengono 3 giri di fibra attorno ad ogni taglio, Figura 109.

I vantaggi ottenuti da questo tipo di modello consistono nel minimizzare i difetti di tow gap e di overlap delle fibre essendo le curve equidistanti tra loro.



Front view  
Scale: 1:1

Figura 108, Drafting CAD del laminato con relativo sentiero offset

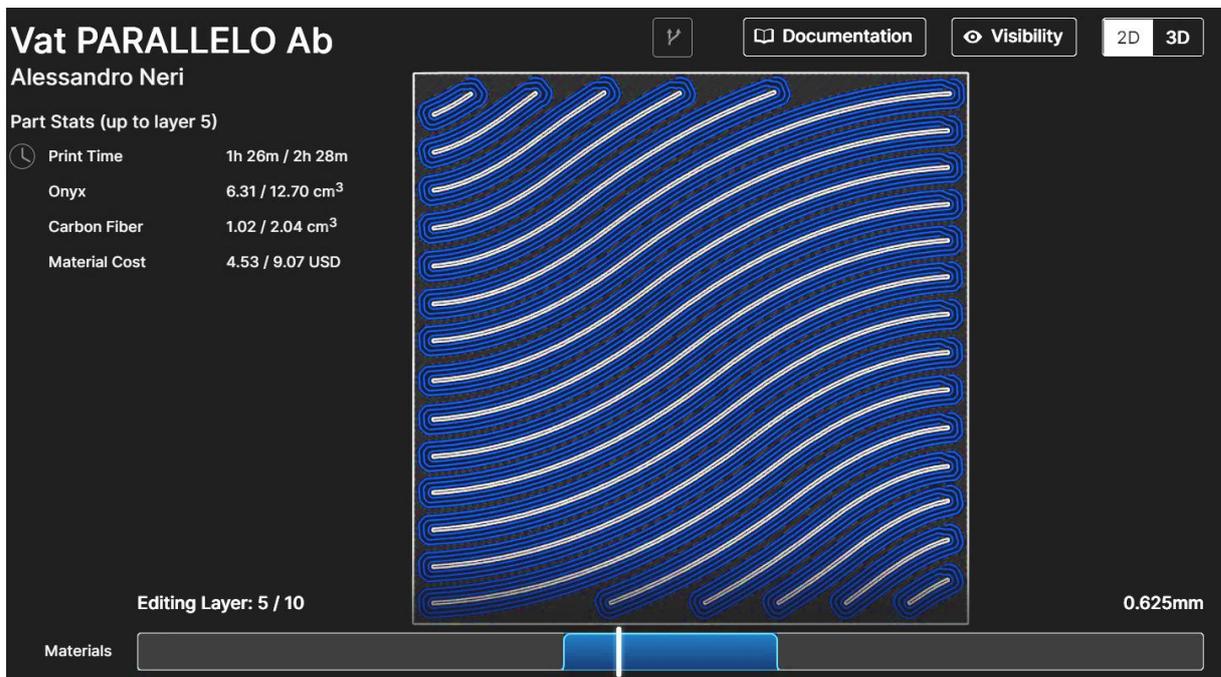
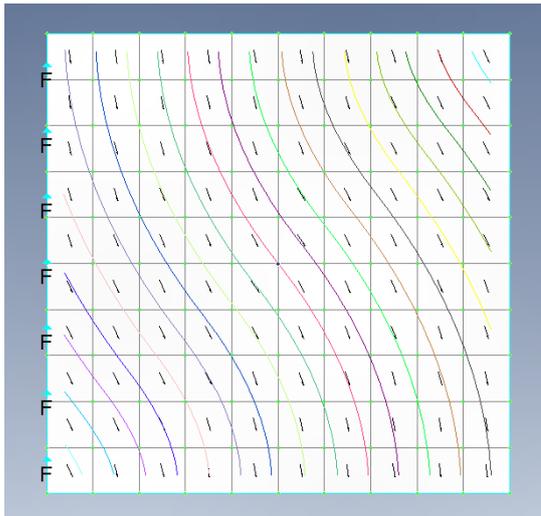


Figura 109, Laminato con 3 giri di fibra attorno ad ogni taglio

Nel caso con 3 giri di fibra il parametro di efficienza  $\eta$  risulta:

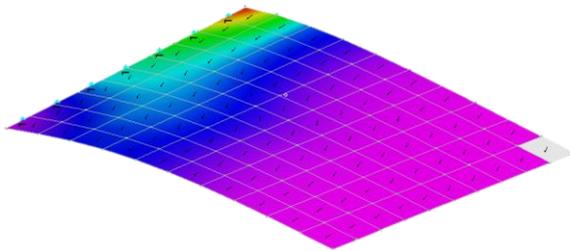
$$\eta = \frac{Volume_{fibra}}{Volume_{strati_{fibra}}} = \frac{2.04 \text{ cm}^3}{(2.916) \text{ cm}^3} = 0.7$$

quindi si ottiene una percentuale di fibra sul volume dei 2 strati di fibra pari al 70 %.

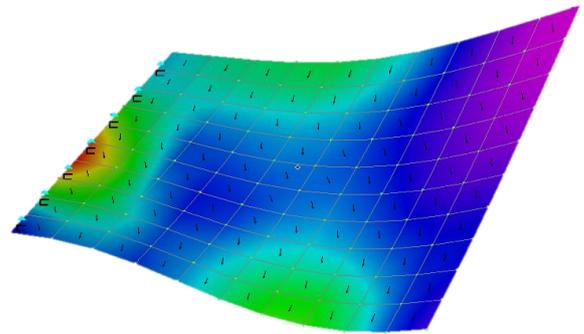


Si esegue il modello FEM a  $10 \times 10$  elementi del laminato VAT a 10 strati (4strati di Onyx + 2 strati intermedi in fibra di carbonio + 4strati di Onyx) incastrato ad una estremità, evidenziando i primi 5 modi.

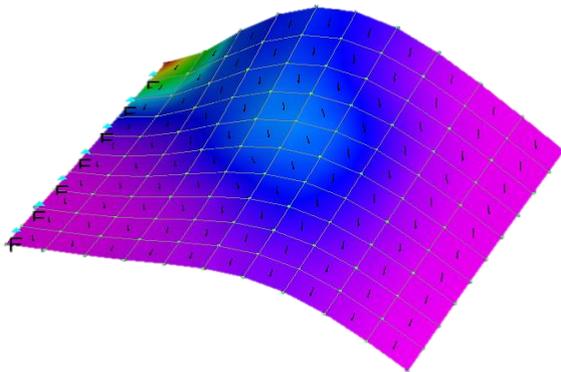
MODO 1



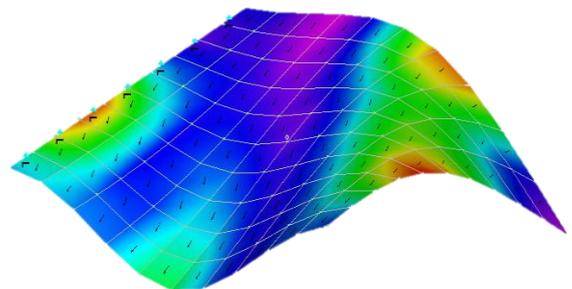
MODO 2



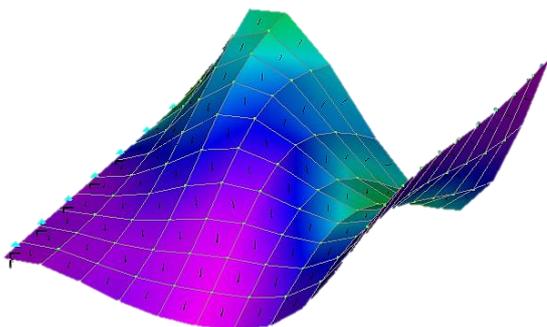
MODO 3



MODO 4



MODO 5



<b>Prime 5 frequenze naturali modello VAT ricreato con incastro [Hz]</b>	
<b>Modo 1</b>	28.367
<b>Modo 2</b>	118.87
<b>Modo 3</b>	189.3
<b>Modo 4</b>	338.866
<b>Modo 5</b>	529.97

Eseguendo l'omogeneizzazione del materiale, facendo riferimento ai risultati della Tabella 9:

<b>TAGLI NON PASSANTI</b>		
	$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$ [GPa]	$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}\right)}$ [Gpa]
<b>1</b>	9.313	2.71
<b>4</b>	11.386	2.823
<b>11</b>	12.48	2.88

si ricavano per 1 - 4 - 11 giri di fibra per la strategia dei tagli non passanti le prime 5 frequenze naturali, sostituendo nel modello numerico i valori ricavati di  $E_1$  e  $E_2$ .

<b>1 giro</b> Prime 5 frequenze naturali modello VAT omogeneizzato con incastro [Hz]		<b>4 giri</b> Prime 5 frequenze naturali modello VAT omogeneizzato con incastro [Hz]		<b>11 giri</b> Prime 5 frequenze naturali modello VAT omogeneizzato con incastro [Hz]	
<b>Modo 1</b>	33.413	<b>Modo 1</b>	33.98	<b>Modo 1</b>	34.3
<b>Modo 2</b>	122.57	<b>Modo 2</b>	125.23	<b>Modo 2</b>	126.5
<b>Modo 3</b>	215.18	<b>Modo 3</b>	218.94	<b>Modo 3</b>	220.93
<b>Modo 4</b>	366.5	<b>Modo 4</b>	372.75	<b>Modo 4</b>	376
<b>Modo 5</b>	419.87	<b>Modo 5</b>	445.05	<b>Modo 5</b>	457.4

Tabella 11, Prime 5 frequenze naturali dei modelli di piastra omogeneizzata con 1-4-11 giri di fibre

Come si nota dalla Tabella 11, al crescere del numero di giri di fibra depositati per il modello omogeneizzato le frequenze naturali aumentano dapprima leggermente per poi crescere in modo più marcato. Da questo si può dedurre come le scelte relative all'Additive Manufacturing caratterizzino le prestazioni del componente in termini di frequenze.



## 7 CONCLUSIONI

L'obiettivo di questo lavoro è stato quello di creare una strategia di modellizzazione VAT per approssimare il design di questa innovativa classe di materiali compositi che trovano notevole applicazione in campo aerospaziale.

Questa attività si è svolta in due fasi parallele: da una parte lo studio di un modello per la stampa 3D per poter trasferire sul software eiger.io il componente VAT progettato; dall'altra una modellizzazione FEM numerica per simulare un'analisi statica o dinamica dello stesso supportata da test sperimentali.

I Variable Angle Tow (VAT), ovvero "matasse ad angolo variabile", supportate da tecnologie di manifattura innovative, permettono la disposizione in modo efficiente delle fibre lungo percorsi curvilinei.

La variazione continua dell'angolo delle fibre depositate nel piano per ogni strato consente un'ampia libertà di design e ottimizzazione del comportamento meccanico del componente, che però non è esente da difetti legati alle tecniche di manifattura.

Per depositare le fibre lungo sentieri curvilinei si è partiti dall'idea di realizzare dei tagli fittizi da applicare al componente, così che il software della stampante in dotazione, che rileva solo pareti fisiche, li possa riconoscere. Essi sono stati generati prima su CAD e poi trasferiti sul software della stampante che, di per sé, non permette di creare dei percorsi preferenziali curvilinei ma consente solo le deposizioni isotropica e concentrica con angoli costanti.

La validazione sperimentale applicata a provini senza e con taglio ha fornito risultati soddisfacenti: i test di trazione infatti hanno permesso di ricavare i rispettivi carichi di rottura e la successiva applicazione della tecnica di Digital Image Correlation il campo di deformazione.

Dal confronto tra i risultati ottenuti si può concludere che, a patto di ottenere la stampa dei provini con parametri di processo ottimali, si conferma la continuità dell'interfaccia in corrispondenza dei tagli e la capacità della struttura di sostenere carichi di rottura simili a quelli dei provini senza taglio.

Viceversa, qualora i parametri di stampa risultassero non ottimali, il taglio influenza negativamente la buona riuscita del componente e i provini presentano carichi di rottura e deformazioni assiali inferiori.

Successivamente sono state studiate strategie di deposizione dei tagli passanti e non applicate su piastra quadrata con 2 strati centrali di rinforzo; il parametro di efficienza, che rappresenta la percentuale di volume in fibra relativa ai due strati rinforzati, risulta funzione sia della distanza tra i tagli che dal tipo di strategia adottata. Si è verificato come la strategia di deposizione influenzi il comportamento meccanico del componente e si è scelta la strategia con tagli interni poiché non lascia effetti indesiderati di bordo.

In seguito si è passati alla modellizzazione VAT vera e propria con deposizione delle fibre attraverso sentieri curvilinei che seguono una legge di variazione lineare imposta, introducendo così la modellazione numerica FEM.

Quindi si è studiato un processo di ottimizzazione relativo al modello di una piastra VAT quadrata con metodo a sentiero traslato, ottenendo grazie ad una correzione matematica, quello a sentiero con offset che minimizza i difetti relativi riscontrati nel primo permettendo una maggiore deposizione di fibra.

Infine, a scopo dimostrativo, sfruttando la micromeccanica del laminato, si è cercato di omogeneizzare il comportamento della piastra VAT trattata con strategia dei tagli interni relativamente a pochi, medi e tanti giri di fibra attorno ai tagli.

I risultati ottenuti dimostrano che le scelte dell'Additive Manufacturing influenzano le performance del componente in termini di frequenze e di proprietà meccaniche.

Per concludere, questo lavoro lascia spazio a successive e approfondite ricerche nell'ambito di questa nuova categoria di compositi che ha grandi potenzialità e offre notevoli spunti di ottimizzazione soprattutto in relazione alle tecniche additive di manifattura.



## 8 BIBLIOGRAFIA

1. Sabato Inserra Imparato, *Sviluppo ed applicazioni di materiali compositi nell'industria aerospaziale*
2. Carme Hidalgo, Stéphanie Bricout, BACHMANN Jens, *Environmental analysis of innovative sustainable composites with potential use in aviation sector—A life cycle assessment review*
3. Francesca Donati, "An hybrid global optimisation strategy for designing variable stiffness composites"
4. Zhibo Xin, Yugang Duan\*, Wu Xu, Tianyu Zhang and Ben Wang, *Review of the mechanical performance of variable stiffness design fiber-reinforced composites*
5. Proff. Luigi Carrino, Antonio Formisano, *Tecnologia meccanica, I materiali compositi*
6. Zachary August, Graham Ostrander, John Michasiow, and David Hauber, *Recent development in automated fiber placement of thermoplastic composites;*
7. Anita Catapano, Marco Montemurro, Jean-Arnaud Balcou, Enrico Panettieri, *Rapid Prototyping of Variable Angle-Tow*
8. Robert J. Hart, Evan G. Patton, Oleg Sapunkov, *Characterization of Continuous Fiber-Reinforced Composite Materials Manufactured Via Fused Filament Fabrication*
9. Michael N. Grimshaw, Carroll G. Grant, Jose Manuel Luna Diaz, *Advanced Technology Tape Laying For Affordable Manufacturing Of Large Composite Structures*
10. Alessandro Neri, *Additive Manufacturing of Polymeric Materials*, 2016
11. Mohammad Rakhshbahar, Michael Sinapius, *A Novel Approach: Combination of Automated Fiber Placement (AFP) and Additive Layer Manufacturing (ALM)*
12. Shivraj Yeole, *Tensile Testing and Evaluation of 3D Printed PLA Specimens as per ASTM D638 Type-IV Standard*
13. Micali Lorenzo, *Characterization of mechanical properties of 3D printed continuous carbon fiber reinforced composites*
14. Sergio Baragetti, *Progettazione strutturale per elementi finiti*
15. E. Zappino, M. Filippi, A. Pagani, M. Petiti, E. Carrera, *Experimental and numerical analysis of 3D printed open-hole plate*
16. A. Viglietti, E. Zappino, E. Carrera, *Analysis of variable angle tow composites structures using variable kinematic models*
17. Surya Samukham, *Parametric instabilities in variable angle tow composite panels*

18. B.C. Kim<sup>1</sup>, K. Hazra<sup>1</sup>, P. Weaver<sup>1</sup>, K. Potter, *Limitations of Fibre Placement Techniques for Variable Angle Tow Composites and their Process-induced defects*
19. Patrick Tyler Langley, *Finite Element Modeling of Tow-Placed Variable-Stiffness Composite Laminates*
20. Evangelos Zypeloudis, Kevin Potter, Paul Weaver, B. C. Eric Kim, *CMTS (Continuous Multi-Tow Shearing) for High-Volume Production of Complex Composite Parts*
21. M. W. Hyer and H. Lee. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes. *Composite Structures* 18, (1991) 239-261
22. Tosh M, Kelly D. *Compos. Pt. A Appl. Sci. Manuf.* 2000, 31, 1047–1060
23. Z. Gurdal and R. Olmedo. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations-variable stiffness concept. *AIAA Journal* 31, (1993) 751-758
24. S. T. Ijsselmuiden, M. M. Abdalla, and Z. Gurdal. Optimization of variable stiffness panels for maximum buckling load using lamination parameters. *AIAA Journal* 48, (2010) 134-143
25. X. Chen, Z. Wu, G. Nie, and P. 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, (2018) 166-180
26. Raju G, Wu Z, Weaver PM. *Compos. Struct.* 2013, 106, 74–84
27. White S, Raju G, Weaver P. *J. Mech. Phys. Solids.* 2014, 71, 132–155
28. White S, Weaver P. *Aeronaut. J.* 2016, 120, 233–253
29. S. Honda and Y. Narita. Vibration design of laminated fibrous composite plates with local anisotropy induced by short fibers and curvilinear fibers. *Composite Structures* 93, (2011) 902-910
30. Parnas L, Oral S, Ceyhan Ü. *Compos. Sci. Technol.* 2003, 63, 1071–1082
31. Romeo G., *Progettazione di veicoli aerospaziali, Parte 2*
32. B.C. Kim, K. Hazra, P. Weaver, K. Potter, *Limitations of fibre placement techniques for variable angle tow composites and their process-induced defects*
33. Falk Heinecke, Christian Willberg, *Manufacturing-Induced Imperfections in Composite Parts Manufactured via Automated Fiber Placement*
34. B.C. Kim<sup>1</sup>, K. Potter, P.M. Weaver, *Multi-tow shearing mechanism for high-speed manufacturing of variable angle tow composites*



Siti Internet consultati:

- <https://markforged.com/>
- <https://www.makepartsfast.com/continuous-fiber-fabrication-cff/>
- <http://www.custompartnet.com/>
- <http://www.automateddynamics.com/article/thermoplastic-composite-basics/processing-methods/automated-fiber-placement>
- <https://www.plm.automation.siemens.com/global/it/products/simcenter/femap.html>