



ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

Dipartimento di Ingegneria Industriale - DIN

Corso di Laurea in:

Ingegneria Aerospaziale
Classe L-9

Elaborato Finale di Laurea in:

00199 - Costruzioni Aeronautiche

**Studio di Cuori Solubili Rinforzati per
la Laminazione di Strutture in
Composito**

Relatore:

Prof.ssa Sara Bagassi

Candidato:

Giacomo Suffritti

Correlatore:

Ing. Martino Carlo Moruzzi

Sessione Dicembre 2024

Anno accademico 2023/2024

Abstract

Presso il laboratorio di prototipazione del CIRI *Aerospace* di Forlì, è in corso una campagna di ricerca sperimentale per definire i limiti applicativi del materiale SR-30, nel *Rapid Tooling* di cuori solubili per la laminazione di compositi. Si tratta di un materiale solubile implementato nella stampante Fortus 250mc per generare strutture di supporto facili da rimuovere, ragione per cui deve risultare friabile e meno resistente del materiale di modello associato, in questo caso ABS-P430. Questa caratteristica giustifica i limiti fino ad ora raggiunti nelle prove sperimentali, il cui superamento sarebbe di particolare interesse. All'interno della stessa campagna, questa tesi propone l'inserimento nel cuore solubile di strutture di rinforzo in ABS-P430, per migliorarne le proprietà meccaniche in modo simile alle travi composite. Vengono quindi fatte considerazioni sui processi produttivi, additivi e dei compositi, per determinare le variabili che influenzano il caso di studio, intorno alle quali è stata costruita una prima iterazione.

**"A tutti coloro
che mi hanno
accompagnato"**

Indice

Abstract	i
Indice	v
Elenco delle figure	vii
1 Materiali Compositi	3
1.1 Fibra	5
1.2 Matrice	6
1.3 Laminazione	7
1.4 Autoclave	9
2 Manifattura Additiva	11
2.1 Fused Deposition Modeling	13
2.2 Pre-Processing	14
2.3 Post-Processing	16
3 Rapid Tooling	17
4 Cuori Solubili Rinforzati	21
4.1 Introduzione	22
4.2 Geometria a Croce	23
4.3 Geometria a Croce Forata	24
5 Risultati	25
Conclusioni	27
Bibliografia	29

Elenco delle figure

Figure 1.1	Esempio di interazione tra le proprietà meccaniche di fibre di rinforzo e matrice, in un composito denominato <i>Fiber Reinforced Composite (FRC)</i> [1].	3
Figure 1.2	Confronto tra le proprietà dei compositi e quelle di materiali convenzionali monolitici [2].	4
Figure 1.3	Classificazione dei compositi in base al tipo di rinforzo [1].	4
Figure 1.4	Possibili disposizioni delle fibre di rinforzo in una lamina di composito [3].	5
Figure 1.5	(a) Esempio di andamento del livello di polimerizzazione di un polimero in base alla temperatura e al tempo di esposizione [4]. (b) Andamento del modulo elastico di un polimero in base alla temperatura [2].	6
Figure 1.6	(a) Esempio di laminato, composto da 4 lamine ad orientamento variabile [3]. (b) Effetto di V_f sul modulo elastico del composito E_c , lungo la direzione delle fibre (E_{11}) e trasversalmente (E_{22}) [2].	7
Figure 1.7	Principali componenti di un sacco a vuoto per la laminazione di compositi [5].	8
Figure 1.8	(a) Autoclave installata presso il Laboratorio di Meccanica e Aeronautica del Tecnopolo di Forlì. (b) Esempio di impostazione del ciclo di cura in autoclave di un generico <i>pre-preg</i> a base di resina epossidica [6].	9
Figure 2.1	<i>Flow-chart</i> dei passaggi necessari ad un processo di manifattura additiva [7].	11
Figure 2.2	Classificazione dei processi di manifattura additiva [7].	12
Figure 2.3	(a) Schema dei componenti di una tipica stampante <i>FDM</i> [8]. (b) Stampante (<i>FDM</i>) Fortus 250mc.	13
Figure 2.4	Parametri alla base di un processo di manifattura additiva <i>FDM</i> [8].	15
Figure 2.5	Software proprietari Stratasys <i>Insight</i> (a) e <i>GrpCAD</i> (b).	15
Figure 2.6	Lavatrice <i>SCA1200HT</i> per lo scioglimento di strutture di supporto solubile (a) e postazione di lavaggio <i>Stratasys Waterjet</i> (b).	16
Figure 3.1	Esempio di <i>investment casting</i> ottenuto via <i>Rapid Tooling</i> indiretto [9].	17

Figure 3.2	Stampo smontabile prodotto tramite <i>FDM</i> per la manifattura di un componente in composito, commissionato a Stratasys [10].	18
Figure 3.3	Confronto di costi e tempi di manifattura dello stampo in Fig. 3.2 tramite tecniche convenzionali e <i>FDM</i> [10].	18
Figure 4.1	Esempio di anima rinforzata, SR-30 in giallo e ABS-P430 in verde. .	21
Figure 4.2	(a) Sezione della geometria a croce, SR-30 in blu e ABS-P430 in giallo. (b) Misure in mm.	23
Figure 4.3	<i>Toolpath</i> , ABS-P430 in verde e SR-30 in giallo.	23
Figure 4.4	(a) Sezione della geometria a croce forata, SR-30 in blu e ABS-P430 in giallo. (b) Misure in mm.	24
Figure 4.5	<i>Toolpath</i> , ABS-P430 in verde e SR-30 in giallo.	24
Figure 5.1	Provino non laminato e provino laminato alla fine del ciclo di cura in autoclave.	26
Figure 5.2	Confronto tra la superficie del provino non laminato e quella di un cilindro ideale, scala in mm.	26

Introduzione

I materiali compositi sono di interesse in varie applicazioni industriali, poiché caratterizzati da proprietà meccaniche altamente competitive. Hanno infatti svolto un ruolo chiave nello sviluppo del settore aeronautico [2], grazie a componenti caratterizzati da un'alta resistenza e allo stesso tempo basso peso. I costi produttivi sono però spesso troppo elevati per giustificare l'implementazione, soprattutto sulla piccola scala e nei processi di prototipazione. Uno degli strumenti da cui deriva questo limite è lo stesso stampo di laminazione, perché solitamente realizzato in alluminio o in materiale composito, ma che le recenti tecniche di *Rapid Tooling* si propongono di riformare. Lo sviluppo delle tecnologie di manifattura additiva, ha infatti raggiunto livelli di precisione sufficienti a soddisfare i requisiti di progetto di tali componenti, ma in modo più economico e rapido [10]. Allo stesso tempo è anche possibile usufruire di una maggiore libertà di design per geometrie particolarmente complesse, con materiali capaci di soddisfare varie necessità. La tecnica di manifattura dei compositi che più trae beneficio dal *Rapid Tooling* è quella dei cuori, stampi che durante la cura del composito vengono completamente incapsulati nel laminato, per ottenere componenti con particolari geometrie interne [11]. Inoltre, in questi casi si preferiscono materiali solubili, che riducono il processo di rimozione dello stampo ad un lavaggio nell'apposito solvente, senza alcun pericolo di danneggiare il composito. Esistono varie opzioni di materiali solubili in commercio per la manifattura additiva, ma solo quelli commercializzati per la stampa di cuori solubili sono forniti con informazioni specifiche sull'implementazione.

Nella campagna sperimentale avviata presso il laboratorio di prototipazione rapida, si sta studiando la manifattura di cuori solubili implementando la tecnologia additiva *Fused Deposition Modeling* [12], attraverso la stampante Fortus 250mc, ottimizzata per l'utilizzo di materiale di supporto solubile SR-30 e di modello ABS-P430. Il materiale SR-30 non è originariamente pensato per l'applicazione in questione, ma le sue proprietà ed il costo inferiore rispetto ai materiali dedicati, ne hanno reso interessante la caratterizzazione dei limiti applicativi. Fino ad ora sono stati superati con successo cicli in autoclave di 240 min a 90 °C di temperatura e fino a 3.5 bar di pressione, ma fallendo a 4 bar. Questi valori sono sufficienti per tessuti pre-impregnati a base di resine epossidiche specializzate per cicli di cura a bassa temperatura, ma la pressione raggiunta non permette ancora un compattamento adeguato dei laminati di composito.

Nel tentativo di superare il limite incontrato, in questa tesi viene presentata una possibile soluzione: in modo analogo alle travi composite osservabili in ingegneria civile [13], si è pensato di introdurre delle strutture di rinforzo all'interno del cuore solubile, sfruttando il materiale di modello ABS-P430, già a disposizione nella stampante utilizzata. In questo modo il materiale SR-30 funge da matrice, partecipando solo parzialmente al sostenimento dei carichi, trasferendoli al rinforzo.

In questo elaborato, prima di affrontare il caso di studio vengono esposti gli ambiti che lo distinguono. Nel Capitolo 1 sono presentati i materiali compositi, la cui manifattura impone le condizioni di carico che il cuore solubile deve sostenere. Nel Capitolo 2 si discutono i principali parametri che interessano la tecnologia *FDM*, insieme agli strumenti associati. Nel Capitolo 3 è discussa la tecnica di *Rapid Tooling*, che è la base del lavoro svolto. Nel Capitolo 4 viene quindi descritto il caso di studio, insieme alla prima iterazione. Nel Capitolo 5 sono infine esposte le conclusioni, insieme a possibili sviluppi futuri, riferendosi anche ai risultati dei lavori ancora in corso nella stessa campagna sperimentale.

Capitolo 1

Materiali Compositi

Sono compositi tutti quei materiali costituiti dall'unione eterogenea di due o più componenti, ognuna avente caratteristiche meccaniche, fisiche e chimiche completamente diverse [1], e che interagiscono a loro volta per dare luogo alle proprietà del materiale stesso Fig. 1.1.

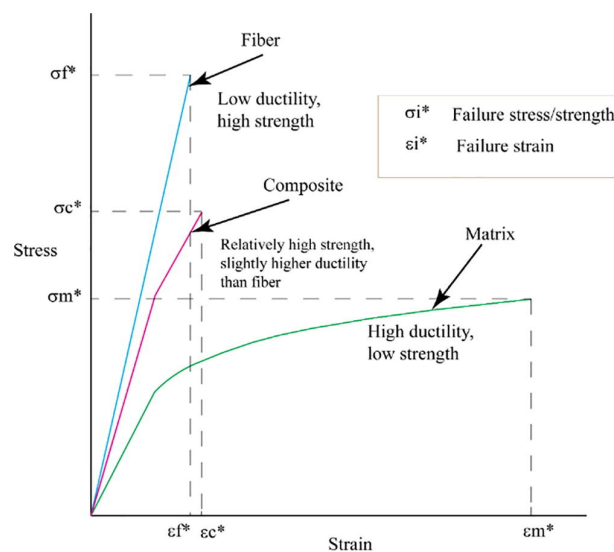


Figura 1.1: Esempio di interazione tra le proprietà meccaniche di fibre di rinforzo e matrice, in un composito denominato *Fiber Reinforced Composite (FRC)* [1].

Selezionando i componenti giusti, è quindi possibile ingegnerizzare materiali con *set* di proprietà uniche, e che possono essere ottimizzate per una data applicazione. Questo ha permesso un repentino sviluppo soprattutto nel settore aeronautico e spaziale, dove sono di interesse materiali aventi un'elevata resistenza al minimo peso, motivo per cui era necessario trovare un'alternativa alle leghe metalliche. I compositi sono infatti in grado di sorpassare molti materiali convenzionali Fig. 1.2, offrendo ottime prestazioni meccaniche, termiche, a fatica, ecc.

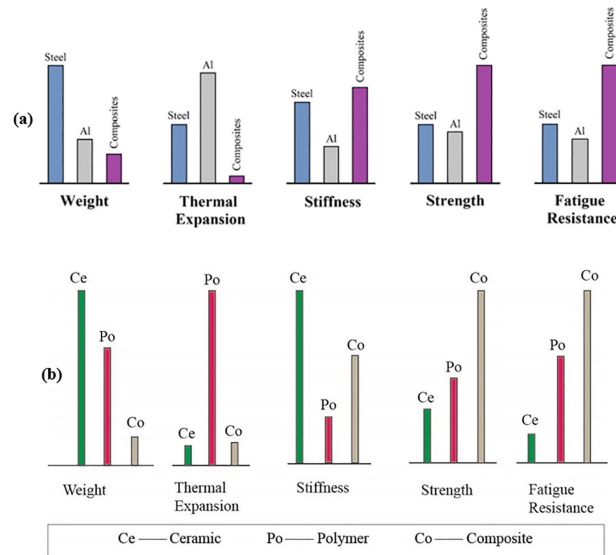


Figura 1.2: Confronto tra le proprietà dei compositi e quelle di materiali convenzionali monolitici [2].

Esistono varie categorie di materiali compositi Fig. 1.3 [1], che in base alle proprietà delle singole componenti, solitamente matrice e rinforzo, si possono dividere in:

- *Compositi particellari*, dove il ruolo della matrice è strutturale, mentre quello delle particelle dipende dalla loro dimensione, che può spaziare dal macroscopico al livello atomico. Le prime hanno il compito di impedire la deformazione della matrice sull'interfaccia di adesione, le altre influenzano maggiormente le proprietà chimiche e fisiche del materiale.
- *Rinforzati con fibre*, dove la matrice è solo un aggregante che trasferisce i carichi sulle fibre, l'elemento strutturale, e mantenendone invariato l'orientamento.
- *Compositi strutturati*, che possono essere ottenuti dall'unione di più lamine, insieme di matrice e rinforzo, in quello che viene detto laminato, oppure unendo due lamine attraverso un materiale connettivo, che ha maggior spessore ma proprietà meccaniche inferiori, spesso sotto forma di struttura a nido d'ape.

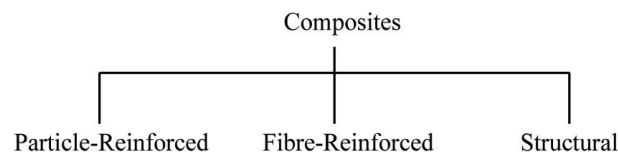


Figura 1.3: Classificazione dei compositi in base al tipo di rinforzo [1].

Da qui in avanti ci si riferirà ai compositi polimerici termoindurenti rinforzati con fibre.

1.1 Fibra

La fibra è il componente che conferisce al composito le sue proprietà tensionali, ed è spesso rappresentato da un insieme di fibre allungate, continue o discontinue, che possono essere disposte in una o più direzioni [14].

La scelta del materiale dipende principalmente dalle necessità dell'applicazione, alcuni esempi possono essere le fibre di carbonio, di vetro e le aramidiche. Malgrado queste offrano un'elevata resistenza a carichi di trazione e compressione lungo l'asse di allungamento, lo stesso non accade in direzione perpendicolare, motivo per cui è difficile incorrere in compositi con sole fibre unidirezionali. Esistono quindi varie configurazioni del rinforzo Fig. 1.4, che può essere:

- *Unidirezionale Fig. 1.4a*
lamina composta da fibre tutte orientate nella stessa direzione, lungo la quale il composito avrà offrirà la massima resistenza.
- *Bidirezionale Fig. 1.4b*
composta da fibre disposte su due orientamenti, in modo da avere una migliore distribuzione della resistenza sul piano della lamina.
- *Casuale Fig. 1.4c*
tipico delle fibre discontinue, le fibre sono disposte in modo casuale, rendendo più omogenea la resistenza del materiale lungo tutte le direzioni, ma rendendolo più fragile.
- *Tessuto Fig. 1.4d*
lamina su cui le fibre seguono una certa trama, lavorando in modo simile alla disposizione bidirezionale, ma con una migliore distribuzione dei carichi.

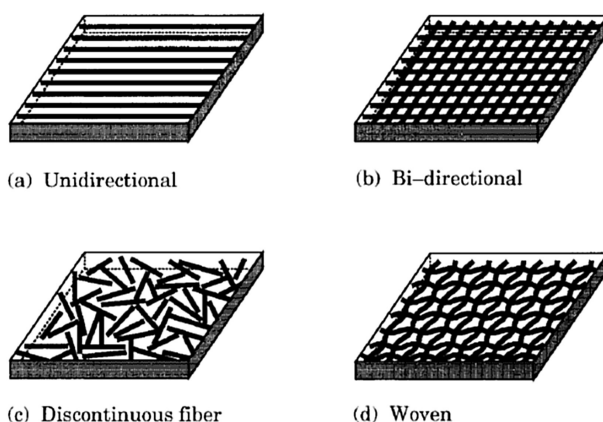


Figura 1.4: Possibili disposizioni delle fibre di rinforzo in una lamina di composito [3].

La selezione di una di queste configurazioni non avviene solo in base alle necessità strutturali del composito, ma deve anche considerare la formabilità della lamina, che può risultare complicata nel caso dei tessuti.

1.2 Matrici

Per permettere la distribuzione dei carichi sulle singole fibre del rinforzo è necessaria la matrice, un'interfaccia che le agglomeri conservandone la disposizione ed isolandole da fattori esterni [14].

Esistono varie tipologie di matrici, generalmente suddivisibili in ceramiche, metalliche e polimeriche, ma le più diffuse sul mercato sono le resine epossidiche. Sono infatti più semplici da utilizzare e garantiscono un prodotto ad elevate prestazioni, sia termiche che meccaniche, e garantendo compatibilità con la maggior parte dei materiali di rinforzo. Questa tipologia di polimero termoindurente è inizialmente allo stato fluido, miscelata con additivi come indurente e catalizzatore [15], necessari ad innescarne e regolarne la cristallizzazione.

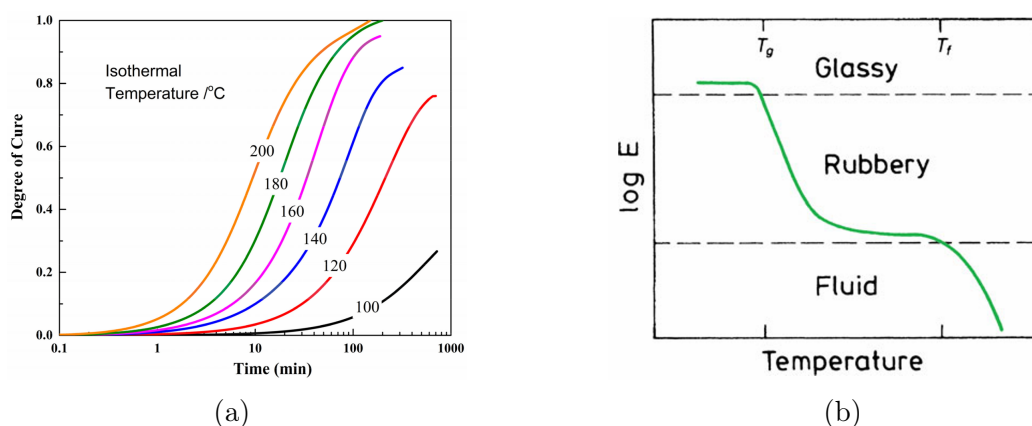


Figura 1.5: (a) Esempio di andamento del livello di polimerizzazione di un polimero in base alla temperatura e al tempo di esposizione [4]. (b) Andamento del modulo elastico di un polimero in base alla temperatura [2].

L'esposizione ad una data temperatura per un dato intervallo di tempo, determina un certo livello di polimerizzazione Fig. 1.5a, il quale incide direttamente sulla temperatura di transizione vetrosa [15]. Denominata anche T_g , rappresenta il limite di temperatura che separa lo stato vetroso del polimero da quello gommoso Fig. 1.5b, oltre il quale si ha quindi un degrado delle proprietà meccaniche del materiale. Questo parametro è critico per applicazioni ad alte prestazioni, per cui è imperativo che sia al di sopra della massima temperatura operativa prevista. Il produttore della resina deve quindi fornire al cliente temperatura e tempo di cura necessari per ottenere determinate prestazioni.

1.3 Laminazione

Per produrre un componente in composito esistono diversi processi produttivi, la cui scelta dipende dal tipo di matrice, rinforzo, geometria del modello e le prestazioni imposte dall'applicazione in cui verrà utilizzato [14]. In generale, questi processi prevedono la sovrapposizione di più lamine, strati di fibre impregnate di resina, in quello che viene chiamato laminato Fig. 1.6a. Per rendere più omogenee le proprietà meccaniche del materiale composito, o per renderlo più resistente lungo le direzioni che si prevede saranno più sollecitate, ogni lamina viene depositata con un dato orientamento.

Un altro fattore critico che determina le proprietà strutturali è la frazione di volume occupata dalle fibre V_f :

$$V_f + V_m + V_v = 1 \quad (1.1)$$

dove i termini complementari sono la frazione di volume di matrice V_m e quella del vuoto V_v .

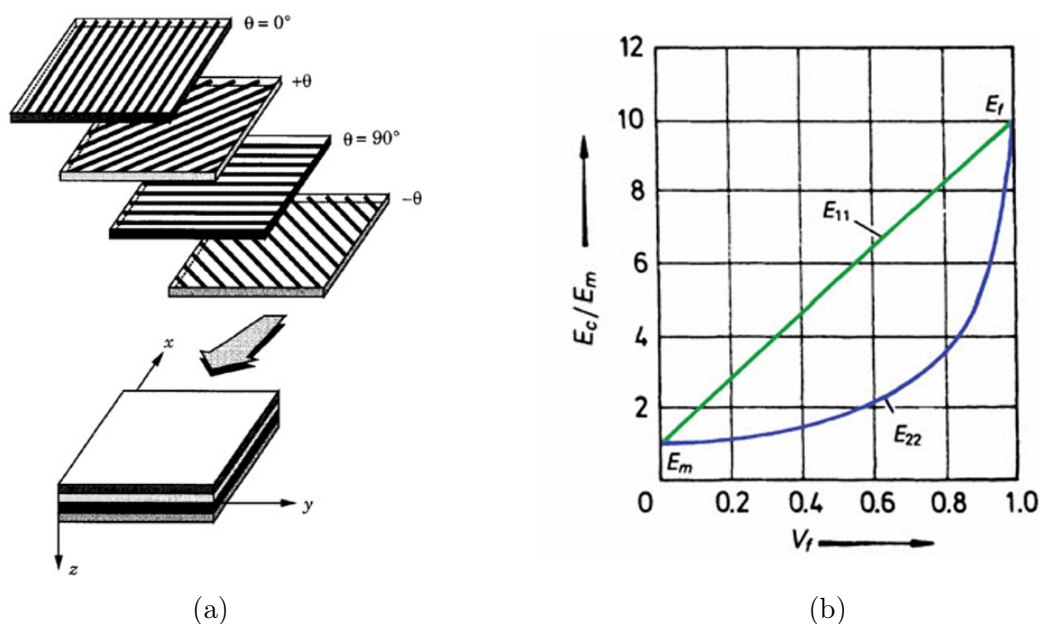


Figura 1.6: (a) Esempio di laminato, composto da 4 lamine ad orientamento variabile [3]. (b) Effetto di V_f sul modulo elastico del composito E_c , lungo la direzione delle fibre (E_{11}) e trasversalmente (E_{22}) [2].

Il grafico in Fig. 1.6b rappresenta un'approssimazione ideale dell'effetto di V_f sul modulo elastico E_c di un composito a fibre unidirezionali. Nelle applicazioni reali, valori di V_f intorno al 60% sono ottimali [2].

La laminazione avviene su uno stampo, strumento che ha il compito di imprimere forma e rugosità desiderate al composito. Dovendo essere rimosso a cura compiuta, viene solitamente pre-trattato con sostanze dette di rilascio, che impediscono alla resina di fare presa sulla superficie. Per eliminare possibili imperfezioni dal composito, come bolle d'aria e resina in eccesso, il laminato viene inserito in un sacco a vuoto per essere compattato [5]. In questa fase si ha infatti una riduzione dello spessore del laminato, ma che non corrisponde ancora a quello del composito solidificato.

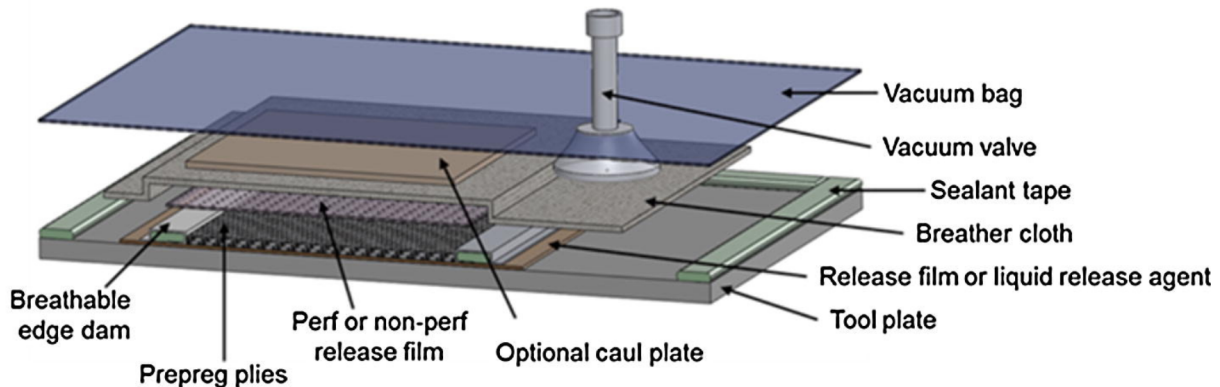


Figura 1.7: Principali componenti di un sacco a vuoto per la laminazione di compositi [5].

In Fig. 1.7 sono riportati i vari componenti, tra cui:

- *Valvola*
consente il collegamento ad una pompa a vuoto, e si blocca nel caso la pressione della linea sia maggiore di quella presente nel sacco.
- *Pellicola di separazione*
confina il flusso di resina in eccesso e garantisce una buona finitura superficiale.
- *Breather*
crea un'intercapedine tra separatore e sacco a vuoto, distribuendo in modo omogeneo la pressione.
- *Mastice*
materiale gommoso utilizzato per sigillare a tenuta stagna il sacco esterno.

Per ottimizzare il risultato in questa fase, sono spesso utilizzati tessuti *pre-preg*: qui il rinforzo, che sia un filamento continuo o un tessuto, è già impregnato del quantitativo ottimale di resina, e pronto per la laminazione. Unici svantaggi di questo formato sono però il costo maggiore del prodotto e la necessità di stoccarlo a temperature criogeniche, per rallentare il processo di polimerizzazione.

1.4 Autoclave

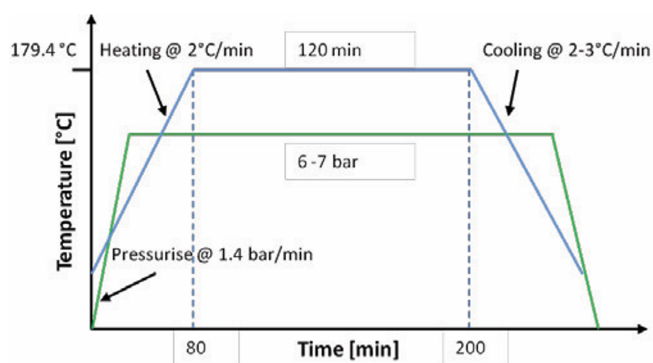
Per polimerizzare la matrice e compattarla ulteriormente si fa uso dell'autoclave Fig. 1.8a [6], una camera a pressione e temperatura controllate. Tale controllo viene impostato all'avvio e consiste nell'inserimento di due curve caratteristiche come in figura Fig. 1.8b. Queste sono definite dai plateau di temperatura e pressione, il tempo di cura e i gradienti con cui partire e tornare alle condizioni ambiente.

Queste curve sono definite da:

- i *plateau* di temperatura e pressione di cura.
- il tempo di mantenimento delle condizioni di cura.
- i gradienti di salita e discesa, con cui rispettivamente raggiungere i *plateau* o tornare alle condizioni ambiente.



(a)



(b)

Figura 1.8: (a) Autoclave installata presso il Laboratorio di Meccanica e Aeronautica del Tecnopolo di Forlì. (b) Esempio di impostazione del ciclo di cura in autoclave di un generico *pre-preg* a base di resina epossidica [6].

Questo strumento opera pressurizzando e scaldando l'aria al suo interno, motivo per cui necessita di appositi sensori per monitorare temperatura e pressione. Per controllare la prima, una sonda viene tipicamente inserita tra lo stampo ed il composito, posizione ideale per tenere in considerazione l'inerzia termica dello stampo. Nel caso in cui questa sia molto elevata, è infatti prevista l'impostazione di gradienti più lenti, stessa cosa anche nel caso di materiali con scarsa conducibilità termica.

Per il controllo della pressione si fa riferimento a più sonde, una nella camera principale e una nella linea a vuoto del sacco. La prima viene utilizzata nel controllo della curva di pressione, mentre la seconda serve a verificare che non vi siano perdite nel sacco a vuoto, che se di piccola entità vengono compensate dalla linea a vuoto stessa.

Capitolo 2

Manifattura Additiva

Le tecniche di manifattura additiva sono tutti quei processi in cui la costruzione di un componente attraverso un processo di stratificazione di materiale, caratteristica da cui derivano un consumo minimo di materiale e la capacità di replicare geometrie, interne ed esterne, altamente complesse [16]. Permettono un grande risparmio di risorse e richiedono tempi di produzione minori rispetto ad alcune lavorazioni convenzionali [8], ma questo vale principalmente per piccoli volumi di produzione.

Tutto ciò che è necessario per operare questa tecnologia sono un *software* CAD, per ottenere un modello 3D, ed un *software* di *slicing*, per discretizzare il volume in singoli strati e determinarne il percorso di deposizione Fig. 2.1.

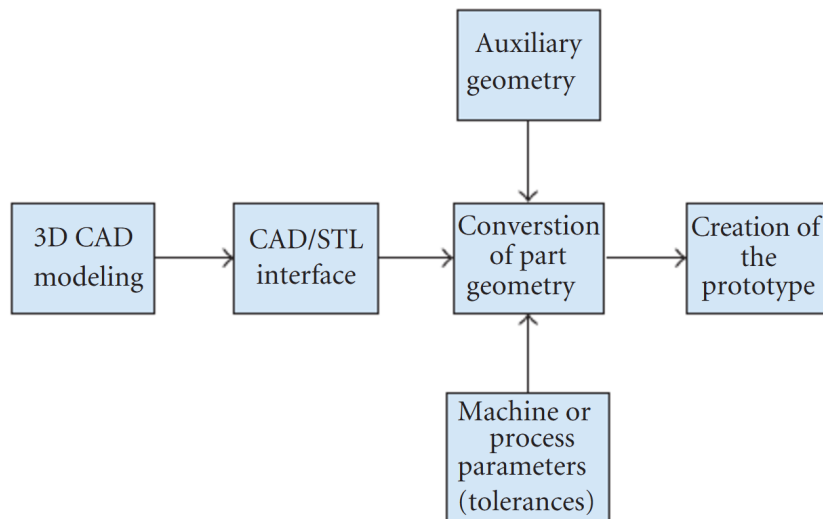


Figura 2.1: *Flow-chart* dei passaggi necessari ad un processo di manifattura additiva [7].

Per questi motivi, negli ultimi 30 anni si è visto un grande sviluppo del campo, il cui fine è quello di integrare la manifattura additiva in vari campi industriali, processo rallentato dalle procedure di validazione [17]. Infatti, l'impossibilità di garantire un prodotto ripetibile e consistente è il principale ostacolo all'implementazione su larga scala, ma è invece

altamente diffuso in campi più ristretti, come ad esempio quello della prototipazione. Questo dipende da vari fattori, come la necessità di particolari interventi di *post-processing* per ottenere un prodotto finito, l'imprevedibilità di difetti di stampa e altre criticità [18].

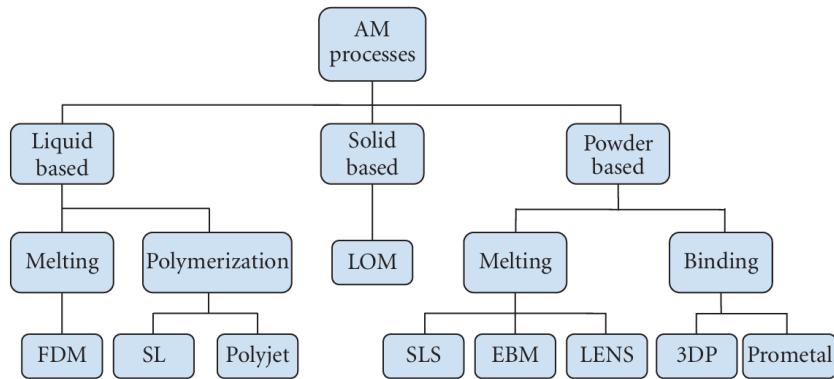


Figura 2.2: Classificazione dei processi di manifattura additiva [7].

Come in Fig. 2.2, le varie tecnologie di manifattura additiva si possono classificare in base al tipo di materiale di modello e al modo in cui viene depositato:

- *A base liquida*

In questa categoria sono presenti le tecnologie di *Fused Deposition Modeling (FDM)*, di *Stereolitografia (SL)* e *Polyjet*. La prima si distingue per la deposizione di una termoplastica che solidifica per raffreddamento, mentre le altre due sfruttano la polimerizzazione di una resina fotosensibile tramite appositi fasci laser o raggi UV.

- *A base solida*

Il processo *Laminated Object Manufacturing (LOM)* consiste nel costruire separatamente ogni singolo strato del modello prima di depositarlo sul substrato.

- *A base granulare*

Questa categoria si divide tra quelle che fondono il materiale e quelle che vi infiltrano un agente aggregante. La *Selective Laser Sintering (SLS)* fonde con un laser la sagoma di ogni singolo strato di modello sullo strato di materiale in polvere, in modo analogo alla *Electron Beam Melting (EBM)* che si distingue perché opera sotto vuoto ed è capace di fondere completamente i granulati metallici. La tecnica di *Laser Engineered Net Shaping (LENS)* non prevede l'implementazione di un letto di polvere, ma la fonde direttamente con un fascio laser per generare un deposito liquido. La tecnica *3DP* invece è una delle prime tecniche di manifattura additiva ideata, e consiste nel depositare gocce di adesivo sul letto di materiale granulare

Ai fini di questo elaborato verrà analizzata in particolare la tecnica *Fused Deposition Modeling (FDM)*.

2.1 Fused Deposition Modeling

Il processo di manifattura additiva *FDM* consiste nel deposito di un filamento fuso di materiale termoplastico, che successivamente solidifica per raffreddamento interagendo col substrato e l'ambiente di stampa a temperatura controllata [16], per garantire una migliore adesione tra gli strati. Il materiale è originariamente allo stato solido, ma viene fuso all'interno di un ugello riscaldato, il cui flusso di filamento in entrata è alimentato da dei rulli.

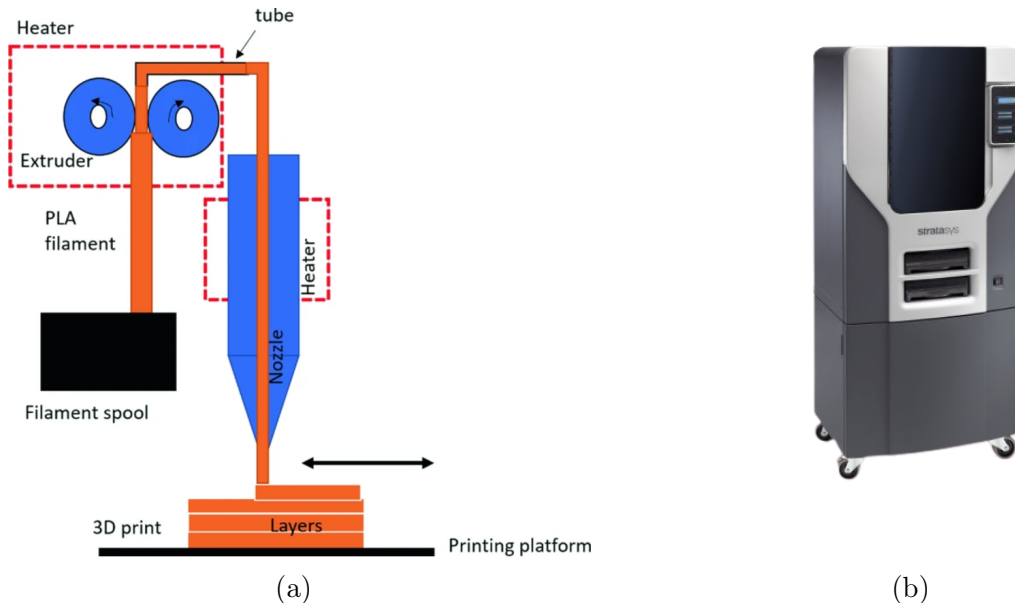


Figura 2.3: (a) Schema dei componenti di una tipica stampante *FDM* [8]. (b) Stampante (*FDM*) Fortus 250mc.

Questa tecnologia di manifattura additiva possiede vari vantaggi, tra cui una fornitura discreta di materiali, un costo di accesso relativamente basso dei macchinari e la possibilità di stampare con più materiali alla volta. Gli svantaggi però non mancano, e riguardano soprattutto la qualità dei componenti stampati. La precisione è principalmente limitata dalla dimensione discreta dell'ugello di estrusione stesso, motivo per cui non è possibile ottenere una precisione superiore al decimo di millimetro. Questo non solo influenza la capacità di ricreare dettagli, ma anche l'accuratezza con cui viene ricreata la rugosità superficiale, che nella maggior parte dei casi richiederà azioni di *Post-Processing*. Inoltre, cercando di sopperire a questa problematica rimpicciolendo l'ugello, si riscontra un aumento proporzionale dei tempi di stampa, perché aumentano il numero di strati e i tracciati per ricoprire l'intera sezione.

In questo elaborato si fa riferimento alla stampante *FDM* Fortus 250mc, che mette a disposizione due materiali, uno di modello (*ABS-P430*) ed uno di supporto solubile (*SR-30*). Quest'ultimo permette di costruire strutture portanti a pari passo con il modello, per sorreggerne eventuali geometrie sospese.

2.2 Pre-Processing

In questa fase si processano tutte le informazioni note sul componente da replicare per generare le istruzioni che il processo di manifattura additivo seguirà per costruirlo [2].

Come in Fig. 2.1, i primi due passi consistono nell'ottenere un modello *CAD 3D* del componente, da cui estrarre un file *STL*. Si tratta di una discretizzazione del componente sotto forma di *mesh* triangolare, che non conserva alcuna informazione riguardo i passaggi di modellizzazione *CAD*, inutili ai fini dei passaggi successivi.

Ritornando alla Fig. 2.1, è stata quindi ottenuta la geometria ausiliare, ed inserendola in un software di *slicing*, è possibile tradurre le tolleranze del componente in parametri del processo additivo *FDM*.

Come in Fig. 2.4, i parametri della stampante sono rispettivamente:

- *Direzione di stampa*, che indica rispetto quale asse effettuare lo *slicing*, e che incide maggiormente su proprietà meccaniche e precisione con cui vengono riprodotte le superfici.
- *Spessore degli strati*, è un altro parametro che incide particolarmente sulla risoluzione di stampa, ma un'eccessiva diminuzione di questo parametro allunga drasticamente i tempi di stampa.
- *Air gap*, rappresenta la distanza tra due percorsi paralleli di estrusione sullo stesso strato. Per natura della tecnica *FDM* ci sarà sempre una infiltrazione d'aria, ma avvicinando i *rasters* è possibile ridurli al minimo.
- *Temperatura*, il valore riguardante l'estrusione deve permettere un flusso adeguato di materiale attraverso l'ugello. Quello relativo al piatto di stampa invece promuove una migliore adesione del modello alla base.
- *Raster Angle*, è l'angolo tra due *raster* sullo stesso piano. In modo analogo alla direzione di stampa questo parametro può influenzare la resistenza strutturale del modello.
- *Velocità*, di estrusione e di movimento dell'ugello, sono abbastanza correlate tra loro. Una maggiore velocità del movimento della testina potrebbe migliorare l'adesione tra gli strati, in quanto il substrato avrebbe meno tempo per raffreddarsi prima che lo quello sovrastante venga depositato.

I parametri del materiale derivano da un compromesso tra le necessità dell'applicazione e ciò che i materiali a disposizione del processo produttivo possono offrire. Nel caso dei cuori solubili si ricercano una buona resistenza sia meccanica che a temperatura, insieme alla compatibilità chimica con la resina della matrice trattata.

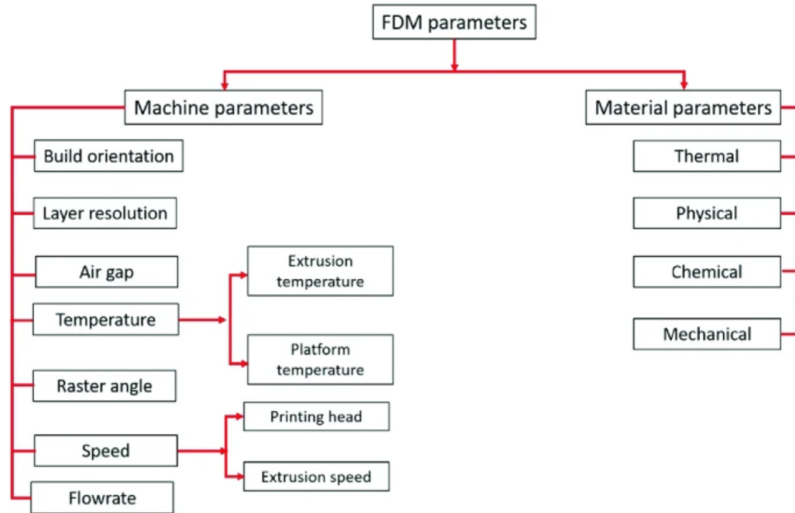


Figura 2.4: Parametri alla base di un processo di manifattura additiva *FDM* [8].

Per le operazioni di *slicing* della stampante Stratasys Fortus 250mc sono disponibili i software proprietari *Insight* e *GrabCAD*, i quali permettono di modificare tutti i parametri elencati, ma offrendo anche soluzioni preimpostate, ottimizzate per l'hardware disponibile.



(a)



(b)

Figura 2.5: Software proprietari Stratasys *Insight* (a) e *GrabCAD* (b).

2.3 Post-Processing

Il risultato della manifattura additiva richiede spesso ulteriori lavorazioni prima di diventare un prodotto finito.

Nel caso in cui sia stato utilizzato materiale di supporto solubile per sostenere il modello durante la stampa, è infatti necessario rimuoverlo, processo che non sempre può avvenire meccanicamente. Infatti la rimozione meccanica potrebbe risultare impossibile per questioni di accessibilità, o più semplicemente per la fragilità del modello supportato. Per questo motivo si tende a prediligere il materiale di supporto solubile, per cui esistono appositi strumenti di lavaggio Fig. 2.6.

Dopo aver liberato il modello, possono essere necessarie operazioni di finitura superficiale, che deriva dalla limitata risoluzione della stampa *FDM*. Per raggiungere la rugosità di progetto si possono intraprendere un'operazione di carteggiamento o di rivestimento.

Nel caso in cui il volume del modello ecceda quello utile alla stampa, vengono stampati singolarmente più pezzi, che infine devono essere assemblati. Questo caso richiede l'utilizzo di resine compatibili con il materiale di modello, per garantire massima adesione ed evitare di intaccarne l'integrità.



Figura 2.6: Lavatrice *SCA1200HT* per lo scioglimento di strutture di supporto solubile (a) e postazione di lavaggio *Stratasys Waterjet* (b).

Durante la campagna sperimentale, la macchina in Fig. 2.6a è stata utilizzata per svolgere i cicli di scioglimento dei cuori solubili in SR-30 immergendoli in un'apposito solvente basico diluito in acqua. Lo strumento in Fig. 2.6b è stato invece utilizzato nel passaggio successivo per rimuovere tracce di solvente dal componente in materiale composito. I tempi operativi impiegati in queste operazioni di *post-processing* non sono trascurabili, il numero di ore necessarie al loro adempimento è stato considerato un parametro di gran peso per stimare l'efficacia dei singoli esperimenti.

Capitolo 3

Rapid Tooling

Il *Rapid Tooling* è una tecnica che si avvale dei vantaggi della manifattura additiva per generare strumenti necessari a processi produttivi [17], condividendo molti aspetti in comune con la prototipazione rapida. Questa può essere implementata indirettamente, per realizzare componenti che saranno a loro volta necessari alla manifattura del *tool*. Ne è esempio l'*investment casting* Fig. 3.1, dove il negativo dello stampo, o *cast*, viene impresso da un'anima prodotta attraverso manifattura additiva, che verrà infine rimossa per fusione o dissolvimento [17].

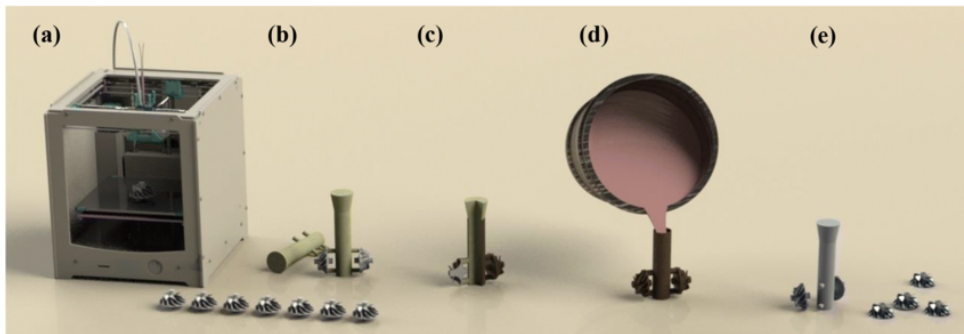


Figura 3.1: Esempio di *investment casting* ottenuto via *Rapid Tooling* indiretto [9].

Svantaggio dei metodi indiretti è però la presenza di passaggi intermedi nella replica del modello, nei quali è probabile incorrere in imprecisioni e rallentamenti nella produzione. La soluzione a questo problema risiede nell'implementazione diretta del *Rapid Tooling*, dove lo stesso strumento è prodotto per manifattura additiva Fig. 3.2, risultando più efficiente ed accessibile.

Nella manifattura di compositi ad alte prestazioni, questo metodo è di particolare interesse, in quanto abbatte costi e tempi di produzione, soprattutto per volumi produttivi ridotti e prototipazione.

In questo caso è infatti comune l'utilizzo di stampi in alluminio lavorati per asportazione, particolarmente costosi e che richiedono una lunga lavorazione [10].

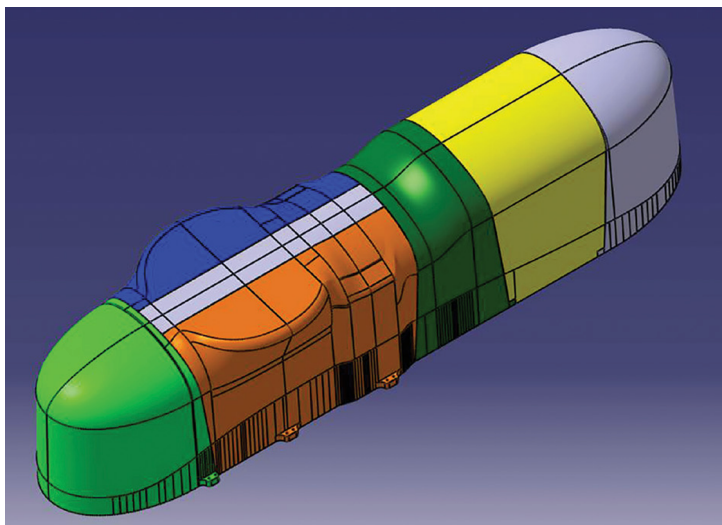


Figura 3.2: Stampo smontabile prodotto tramite *FDM* per la manifattura di un componente in composito, commissionato a Stratasys [10].

TOOLING MATERIAL	COST	LEAD TIME	FDM MATERIAL USAGE
Aluminum	\$65,000	7 weeks	--
Carbon / Epoxy	\$95,000	12-14 weeks	--
FDM – Polycarbonate	\$25,000	2-3 weeks*	4,864 in ³ (79,707 cm ³)

Figura 3.3: Confronto di costi e tempi di manifattura dello stampo in Fig. 3.2 tramite tecniche convenzionali e *FDM* [10].

Il *Rapid Tooling* permette invece di ottenere lo stesso risultato ad una frazione del costo e dei tempi Fig. 3.3, peculiarità che rende allettanti applicazioni in cui lo stampo non è riutilizzabile, dette anche *sacrificial tooling*. Quest'ultima comprende la categoria dei mandrini, o stampi interni, utilizzati per laminare componenti con strutture interne particolarmente complesse, dove la rimozione dello stampo avviene per via meccanica o per dissoluzione. La rimozione meccanica è però rischiosa in quanto prevede la distruzione del mandrino in frammenti rimovibili, processo durante il quale si rischia di intaccare l'integrità del laminato. Per questo motivo si tende a prediligere scioglimento, capace di raggiungere regioni interne del componente che sarebbero altrimenti inaccessibili dall'esterno.

Malgrado i vari vantaggi del *Rapid Tooling*, sono comunque da tenere in considerazione i limiti della manifattura additiva, i quali richiedono un'adeguata impostazione dei parametri e del materiale [10].

Nel caso della tecnica *FDM* devono essere verificati:

- *Indice di dilatazione termica (CTE)*
nella manifattura di cuori solubili per la laminazione di compositi, è preferibile che il *CTE* dei due materiali sia il più simile possibile. Questo garantisce che durante la cura in autoclave il laminato non si distacchi dallo stampo, o che si manifestino spostamenti delle lamine.
- *Temperatura di cura*
lo stampo deve mantenere la sua integrità durante il ciclo di cura, motivo per cui questo valore risulta essere il più stringente. Per avere una stima in prima approssimazione di tale condizione, è possibile considerare l'intervallo di transizione vetrosa (*Tg*) del materiale.
- *Tolleranze di progetto*
la precisione dei processi *FDM* è limitata, influenzando in particolar modo la rugosità superficiale dei componenti, e nel caso peggiore dando luogo allo *stair effect*. Per evitarlo, è necessario impostare in modo adeguato la direzione di stampa del componente.
- *Pressione di cura*
rappresenta il carico meccanico che dovrà essere sostenuto dallo stampo, che è allo stesso tempo sotto stress termico. Per avere una prima approssimazione del comportamento del materiale, si può considerare la temperatura di deflessione termica (*HDT*). Inoltre, sono necessarie valutazioni sulla geometria di riempimento e la sua densità, che hanno impatto diretto sulla resistenza strutturale.
- *Preparazione*
rappresenta tutti quei processi intrapresi a valle della stampa del mandrino, come possono essere finitura superficiale e assemblaggio. La prima è praticamente inevitabile, data la rugosità del materiale, mentre la seconda dipende dal volume di stampa o dalla complessità della geometria.
- *Utilizzo previsto*
tiene conto delle condizioni operative dello stampo, come il possibile riutilizzo. Nel caso di cuori solubili, questa condizione impone che il materiale sia solubile in tempi relativamente brevi, motivo per cui la geometria interna del cuore deve essere selezionata con cura.

Capitolo 4

Cuori Solubili Rinforzati

Presso il Laboratorio di Prototipazione Rapida è in corso una campagna di ricerca sul *Rapid Tooling* di cuori solubili per la manifattura di compositi con geometria interna complessa, sfruttando il materiale di supporto solubile Stratasys SR-30. Il minor costo rispetto alla controparte commercializzata, Stratasys ST-130, è il motivo per cui tale ricerca è di particolare interesse.

Come dimostrato dai risultati fino ad ora ottenuti [12], i provini in SR-30 testati in autoclave sotto cicli di cura di 4 ore a 90°C e 4 bar subiscono deformazioni troppo accentuate, rappresentando un primo limite. In questo elaborato si vuole proporre una soluzione che potrebbe portare ad un aumento delle prestazioni del cuore solubile, inserendovi delle strutture di rinforzo Fig. 4.1.



Figura 4.1: Esempio di anima rinforzata, SR-30 in giallo e ABS-P430 in verde.

4.1 Introduzione

La proposta dei cuori solubili rinforzati deriva da un'unione ibrida dei concetti di mandrino smontabile e cuore solubile, ottenendo più strutture di rinforzo formate da materiale non solubile ed un'interfaccia solubile che le tiene in posizione. Il concetto di rinforzo qui presentato ricorda le travi composite presenti in ingegneria civile, dove l'inserimento di elementi massicci, in legno o metallo, all'interno di travi in calcestruzzo, hanno dimostrato di influenzare positivamente le proprietà meccaniche [13], risparmiando materiale e volume. La disponibilità del materiale di modello ABS-P430 nella stampante Fortus 250mc, ne ha quindi giustificato l'implementazione per fungere da rinforzo all'interno dei cuori solubili, ma rimane da verificare che questo mantenga una buona resistenza anche sotto stress termico. Dato che l'SR-30 per natura dovrebbe risultare più fragile del modello a cui deve prestare supporto nelle normali stampe, si è supposto che le prestazioni meccaniche dell'ABS-P430 fossero superiori per definizione.

Una prima approssimazione per motivare questo caso di studio è stata presa dalla scheda tecnica del materiale stesso, dove viene riportato che un provino stampato via *FDM* e testato secondo lo standard *ASTM D648* presenta una temperatura di deflessione termica (*HDT*) di 96 °C alla pressione di 66 psi (4.5 bar) [19]. Dati questi valori si vorrebbe quindi puntare ad ampliare i limiti applicativi raggiunti dalla campagna sperimentale, sia in termini di temperatura che di pressione.

Per verificare il caso limite di massima resistenza è stato seguito il parallelismo con la teoria dei compositi, per cui nella prima iterazione si è voluto testare un caso con la massima frazione di volume occupato da fibre V_f . Questa configurazione richiede quindi il minimo volume di materiale solubile, in questo frazio V_m , che in caso di successo potrebbe essere di interesse per ottenere un maggior numero di cicli di lavaggio dalla stessa vasca di solvente, prima di saturare la soluzione.

La geometria dei provini è stata conservata dai lavori precedenti per mantenere un certo livello di confronto, considerando cilindri ad *aspect ratio* AR 2.5 e lunghezza di 10 cm.

4.2 Geometria a Croce

La geometria in Fig. 4.2 è stata progettata per presentare una frazione di volume V_m di SR-30 particolarmente inferiore rispetto a quella del materiale di rinforzo V_f in ABS-P430, con lo scopo di lasciare a quest'ultimo la maggior parte del carico. Per questo stesso motivo, la stampa dell'interfaccia solubile è stata impostata in modo da essere composta da soli contorni Fig. 4.3, per evitare che si formassero *gap* d'aria. Le strutture di rinforzo consistono in 4 settori, con geometria di riempimento *sparse* con assegnata una distanza tra *rasters* di 0.5 mm, lo stesso spessore del filamento depositato. Queste sono avvolte dalla matrice solubile per garantire che non si attacchino al composito o tra loro, assicurandone il rilascio in fase di scioglimento.

Questa geometria ha impiegato 6 ore e 46 min per essere generata, utilizzando 64 cm^3 ABS-P430 e $23,4 \text{ cm}^3$ di SR-30.

$$V_f = 0.843$$

$$V_m = 0.157$$

$$V_v = 0$$

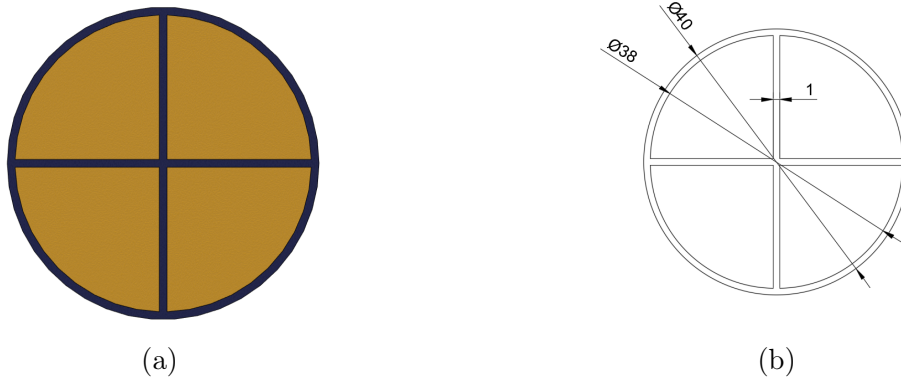


Figura 4.2: (a) Sezione della geometria a croce, SR-30 in blu e ABS-P430 in giallo. (b) Misure in mm.

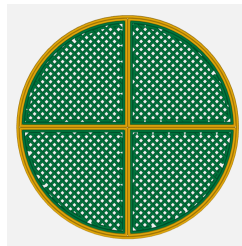


Figura 4.3: *Toolpath*, ABS-P430 in verde e SR-30 in giallo.

4.3 Geometria a Croce Forata

La geometria in Fig. 4.4 deriva direttamente dalla Fig. 4.2, ma con l'aggiunta di 4 fori passanti. Hanno lo scopo di aumentare la superficie di contatto tra materiale solubile e flusso di solvente, da cui dipende il rateo di scioglimento. Questi portano quindi la principale differenza con il design precedente, che è una frazione di volume vuoto V_v diversa da zero. Anche le impostazioni di stampa in Fig. 4.5 sono analoghe: depositi dei contorni di spessore di 0.5 mm e raster di rinforzo distanziati di 0.5 mm.

$$V_f = 0.743$$

$$V_m = 0.195$$

$$V_v = 0.062$$

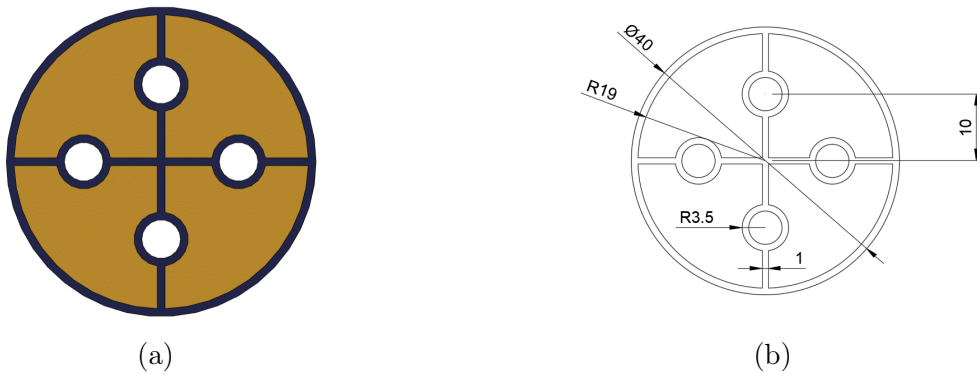


Figura 4.4: (a) Sezione della geometria a croce forata, SR-30 in blu e ABS-P430 in giallo. (b) Misure in mm.

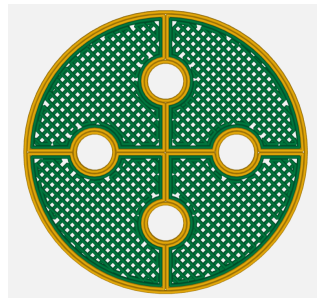


Figura 4.5: *Toolpath*, ABS-P430 in verde e SR-30 in giallo.

Capitolo 5

Risultati

E' stato possibile sperimentare solo la geometria a croce Fig. 4.2a, la quale ha superato con successo un ciclo di cura in autoclave di 240 min a 90 °C e 2.5 bar Fig. 5.1. Questo non apporta alcun superamento delle prestazioni dei cuori solubili non rinforzati, tutt'altro, ma sono sorti spunti per possibili sviluppi futuri. Per prima cosa, si sono riscontrati problemi nel ciclo di lavaggio per lo scioglimento della matrice solubile, perché a causa dell'assenza di infiltrazioni interne che ne ampliassero la superficie esposta al solvente. Il cuore non si è sciolto nemmeno dopo molteplici ore di cicli di lavaggio, risultando per questo motivo inutilizzabile al suo scopo. Tuttavia, la scannerizzazione 3D del provino non laminato ha rilevato deformazioni più che trascurabili Fig 5.2, riconducibili alla precisione della stampante, confermando la solidità della struttura. La lamina in fibra di carbonio a fine cura ha presentato delle grinze in superficie, ma che si ipotizza siano riconducibili ad un errore durante la fase di laminazione.



Figura 5.1: Provino non laminato e provino laminato alla fine del ciclo di cura in autoclave.

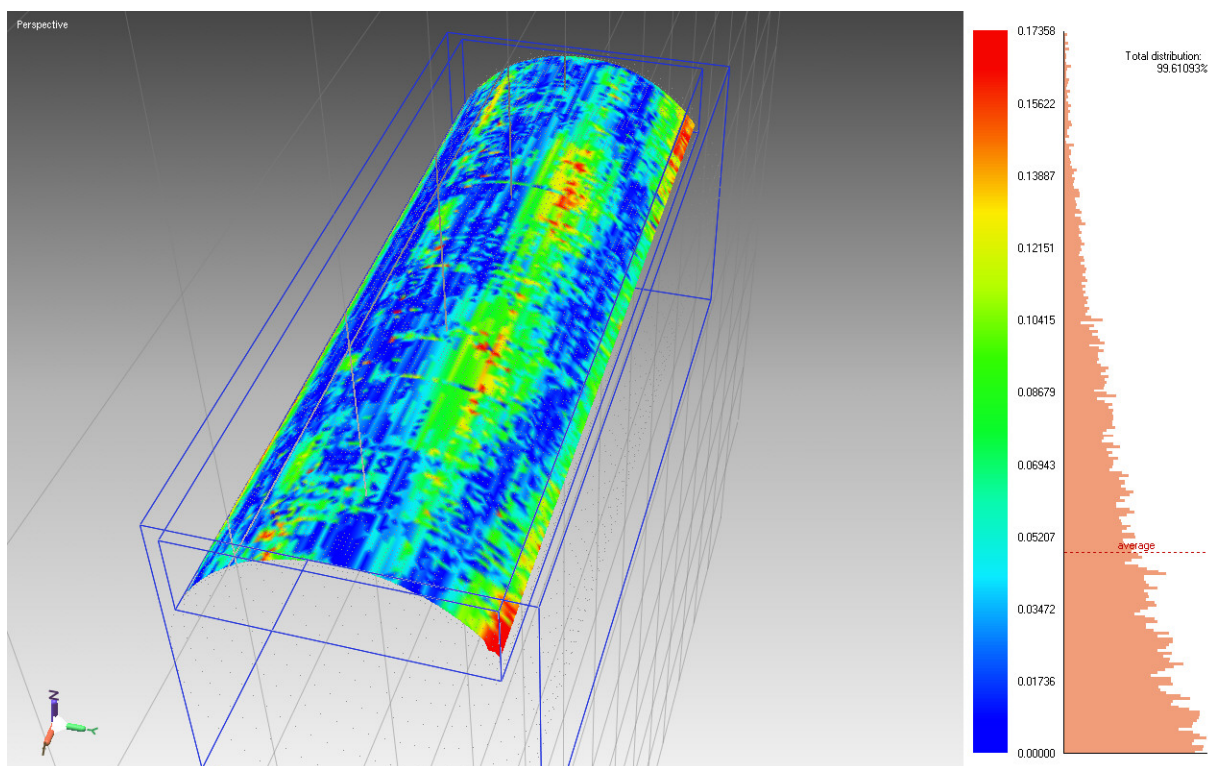


Figura 5.2: Confronto tra la superficie del provino non laminato e quella di un cilindro ideale, scala in mm.

Conclusioni

Dato il progressivo aumento dell'accessibilità delle tecniche di *Rapid Tooling* in vari settori, questa tesi ha avuto lo scopo di proporre un'implementazione che ne sfruttasse al meglio i materiali a disposizione, nel tentativo di aprire nuovi sviluppi all'interno della campagna sperimentale attiva presso il laboratorio di prototipazione rapida.

Qui si ricercano i limiti applicativi del materiale di supporto solubile SR-30 nella manifattura *FDM* di cuori solubili per la laminazione di strutture in composito, e che i lavori ancora in atto¹²³ stanno cominciando a raggiungere.

Visti i risultati, sarebbe interessante riuscire a trovare un espediente per allargare l'intervallo di applicazione di questo materiale, motivo per cui è stata proposta l'introduzione di strutture di rinforzo in ABS, già presente nella stampante implementata.

Dopo aver consolidato il processo per generare strutture multi-materiale attraverso i software dedicati, una prima iterazione è stata condotta, ma anche se con poco successo, è stato possibile fare alcune considerazioni sui parametri caratteristici.

Si è infatti concluso che la frazione di volume vuoto V_v è un termine non trascurabile, che dovrà quindi essere garantito per qualsiasi sviluppo futuro, motivo per cui è stata applicata una leggera correzione nel secondo design Fig. 4.4a, ancora da sperimentare.

Se verranno sviluppati dei *Design of Experiment* intorno a questo caso di studio, si consiglia di valutare come pesi le frazioni di volume del composito, considerando come condizioni di successo i limiti di deformazione ed i tempi di scioglimento del cuore solubile durante il ciclo di lavaggio.

¹Siagkas, Athanasios (2024). Soluble Cores for Composite Manufacturing: Process Optimization through Design-of-Experiment Method [Tesi di laurea magistrale in via di pubblicazione]. Università degli Studi di Bologna.

²Ramirez, Jorge Esteban (2025). Mechanical and Thermal Characterization of SR-30 Soluble Support Material [Tesi di laurea magistrale in via di pubblicazione]. Università degli Studi di Bologna.

³Rivola, Marco (2025). Studio di Cuori Solubili per la Laminazione di Strutture in Composito [Tesi di laurea in via di pubblicazione]. Università di Bologna.

Inoltre, rimangono da valutare anche i parametri di stampa delle geometrie di riempimento dei due materiali, che in questa iterazione sono state: solido per la parte solubile e *sparse* per il rinforzo. Il primo è stato impostato modo da garantire la massima solidità, ma un riempimento meno denso porterebbe sicuramente dei vantaggi nel processo di scioglimento. Il secondo ha influenza solo sulla resistenza della struttura, motivo per cui la possibilità di renderla più o meno densa è da ricercare a fini di risparmio di materiale e riduzione dei tempi di stampa.

Bibliografia

- [1] Munonyedi Kelvin Egbo. A fundamental review on composite materials and some of their applications in biomedical engineering. *Journal of King Saud University - Engineering Sciences*, 33(8):557–568, 2021.
- [2] K. Chawla. *Composite Materials*. Springer Cham, 01 2012.
- [3] Basem E. Tawfik, Heba Leheta, Ahmed Elhewy, and Tarek Elsayed. Weight reduction and strengthening of marine hatch covers by using composite materials. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, 9(2):185–198, 2017.
- [4] Anqi Dong, Yan Zhao, Xinqing Zhao, and Qiyong Yu. Cure cycle optimization of rapidly cured out-of-autoclave composites. *Materials*, 11(3), 2018.
- [5] T. Centea, L.K. Grunenfelder, and S.R. Nutt. A review of out-of-autoclave pre-pregs – material properties, process phenomena, and manufacturing considerations. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 70:132–154, 2015.
- [6] L. Nele, Alessandra Caggiano, and R. Teti. Autoclave cycle optimization for high performance composite parts manufacturing. *Procedia CIRP*, 57:241–246, 12 2016.
- [7] Kaufui Wong. K.v. wong, a.hernandez, “a review of additive manufacturing,” *isrn mechanical engineering*, vol 2012 (2012), article id 208760, 10 pages. *ISRN Mechanical Engineering*, 2012, 08 2012.
- [8] Fredrick Mwema and Esther Akinlabi. *Basics of Fused Deposition Modelling (FDM)*, pages 1–15. Springer International Publishing, 05 2020.
- [9] Chol-Min Choe, Un-Ha Kim, Bok-Gyu Ri, and Myong-Song Om. Manufacture of centrifugal compressor impeller using fdm and investment casting. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 118:1–9, 01 2022.
- [10] The Stratasys Composites Solutions team. FDM for Composite Tooling 2.0. https://aerospace.stratasys.com/assets/downloads/composite-tooling/Design_Guide_Large-FDM_for_Composite_Tooling_2.0.pdf.

- [11] The Stratasys Composites Solutions team. FDM for Composite Tooling 2.0. <https://www.stratasys.com/en/resources/resource-guides/>.
- [12] Simone Borsari. Materiali compositi: studio di anime solubili realizzate tramite tecnologie additive. Tesi di laurea, Università di Bologna, 2024.
- [13] Ammar Ali, Saad Sadik, and Wael Abdul-Sahib. Strength and ductility of concrete encased composite beams. *Engineering and Technology Journal*, 30:2701–2714, 09 2012.
- [14] Tri-Dung Ngo. Introduction to composite materials. In Tri-Dung Ngo, editor, *Composite and Nanocomposite Materials*, chapter 1. IntechOpen, Rijeka, 2020.
- [15] Gregory Odegard and Ananyo Bandyopadhyay. Physical aging of epoxy polymers and their composites. *Journal of Polymer Science B Polymer Physics*, 49:1695–1716, 12 2011.
- [16] Ian Gibson, David Rosen, Brent Stucker, and Amirmahyar Khorasani. *Additive Manufacturing Technologies*. Springer International Publishing, 11 2020.
- [17] Stefan Dimov and D. Pham. Rapid prototyping and rapid tooling - the key enablers for rapid manufacturing. *ARCHIVE Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part C Journal of Mechanical Engineering Science 1989-1996 (vols 203-210)*, 217, 01 2003.
- [18] Panagiotis Stavropoulos, Panagis Foteinopoulos, Alexios Papacharalampopoulos, and Harry Bikas. Addressing the challenges for the industrial application of additive manufacturing: Towards a hybrid solution. *International Journal of Lightweight Materials and Manufacture*, 1(3):157–168, 2018.
- [19] Stratasys. ABSplus-P430 PRODUCTION-GRADE THERMOPLASTIC FOR 3D PRINTERS. <https://www.padtinc.com/digital-manufacturing/wp-content/uploads/2021/11/Data-Sheet-ABSPlus-P430.pdf>.