

Politecnico di Torino

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica A.A. 2021/2022

Severità dei meccanismi di danneggiamento nelle strutture in materiale composito: analisi numerica e sperimentale mediante tecnica non distruttiva

Relatore:

Prof. Davide Salvatore Paolino

Correlatore:

Candidato:

Dr. - Ing. Carlo Boursier Niutta

Federico Casella

A tutti coloro che mi hanno supportato in questo percorso.

Sommario

Questo lavoro di tesi è focalizzato sull'analisi e comprensione dei principali meccanismi di danneggiamento che caratterizzano i materiali compositi, in particolare strutture polimeriche rinforzate con fibre di vetro (GFRP) e fibra di carbonio (CFRP). I materiali compositi, grazie alle loro ottime proprietà meccaniche legate ad una ottima leggerezza hanno avuto una diffusione importante, tale da rimpiazzare i materiali metallici in diversi settori industriali come quelli riguardanti i campi automotive, aerospaziale ed energetico. Un esempio è la quantità di energia assorbita dai compositi tale da renderli una buona scelta per la progettazione di crash box e altri elementi destinati ad assorbire l'energia cinetica del veicolo in caso di urto così da ridurre i possibili danni sui passeggeri. Tra le proprietà più apprezzate dei materiali compositi si evincono: la bassa densità, l'elevata resistenza alla trazione, l'elevata rigidità, ottima resistenza alla fatica e all'impatto.

Tuttavia, ad oggi, il loro successo non è confermato su larga scala per via dei costi, tutt'altro che competitivi se comparati con i materiali metallici tradizionali ed un ulteriore problematica che si cercherà di affrontare con questo lavoro di tesi, ovvero la complessità dei loro meccanismi di danneggiamento. Infatti, vista la natura intrinseca eterogenea dei materiali compositi, risulta molto complesso ad oggi effettuare una previsione dei meccanismi di danneggiamento, situazione che potrebbe diventare critica nel momento in cui bisogna prevedere il comportamento meccanico di un materiale che progressivamente si usura durante la sua vita operativa. A tal proposito, le tecniche non distruttive risultano sempre più adoperate in cui i metodi vibrazionali si distinguono tra le tecniche più adatte per il controllo qualitativo. In particolare si sfrutterà la tecnica "Local IET" (Impulse Excitation Technique) per la valutazione delle proprietà elasto-dinamiche dei materiali compositi. I risultati di queste analisi sperimentali verranno confrontate con analisi numeriche agli elementi finiti sfruttando il software commerciale LS-Dyna®.

Indice

1.	Int	rodu	izione ai materiali compositi	.16
1.	1.	Stru	uttura	. 17
	1.1	.1.	Matrice	. 17
	1.1	.2.	Rinforzo	18
1.	2.	Tec	niche di produzione	. 20
	1.2	.1.	Formatura in autoclave	. 20
	1.2	.2.	Resin Transfer Molding (RTM)	. 22
	1.2	.3.	Pultrusione	. 23
	1.2	.4.	Filament Winding	. 24
	1.2	.5.	Vacuum Infusion (RIFT)	. 26
	1.2	.6.	Stesura manuale	. 26
1.	3.	App	plicazioni	27
1.	4.	Me	ccanismi di danneggiamento	. 32
	1.4	.1.	Danneggiamento intralaminare della matrice	35
	1.4	.2.	Danneggiamenti all'interfaccia matrice-fibra	37
	1.4	.3.	Rottura delle fibre	. 38
	1.4	.4.	Delaminazioni	39
1.	5.	Dar	nno da impatti nei materiali compositi	. 42
	1.5	.1.	Sviluppo dei danni	43
	1.5	.2.	Effetto dello spessore sullo sviluppo di danni	47
	1.5	.3.	Effetto proprietà del laminato sullo sviluppo di danni	49
1.	6.	Loc	al IET	50
2.	Ma	ateria	ali	53
2.	.1.	Fib	ra di Carbonio	53
	2.1	.1.	Materie prime e processo produttivo delle fibre di carbonio	53
	2.1	.2.	Classificazione	- 54
2.	.2.	Fib	re di vetro	
	2.2	2.1.	Caratteristiche e forme	57
2.	.3.	Ma	teriali investigati sperimentalmente	59
	2.3	3.1.	Proprietà della matrice	59
	2.3	3.2.	Proprietà dei laminati in composito	.60

2.3.3.	Preparazione delle strutture in composito61
2.4. M	ateriali investigati numericamente66
3. Metod	li67
3.1. Ar	nalisi sperimentale mediante "Local IET"67
3.1.1.	Test sperimentali
3.2. Ar	nalisi numerica mediante il metodo agli elementi finiti73
3.2.1.	Fase di preprocessing – strutture in fibra di vetro75
3.2.2.	Strutture in fibra di vetro con presenza di fessura81
3.2.3.	Strutture in fibra di vetro soggette a delaminazione
3.2.4.	Fase di preprocessing – strutture in fibra di carbonio
3.2.5.	Strutture in fibra di carbonio con presenza di cricche
3.2.6.	Strutture in fibra di vetro soggette a transverse matrix
cracki	ng97
4. Risult	ati103
4.1. St	rutture in fibra di vetro con presenza di fessure103
4.2. St	rutture in fibra di vetro soggette a delaminazione110
4.3. St	rutture in fibra di carbonio [0] $_4$ con presenza di cricche 112
4.4. St	rutture in fibra di carbonio [0,90] s con presenza di cricche 115
4.5. St	rutture in fibra di vetro soggette a transverse matrix cracking 118
5. Conclu	usioni120
Bibliografi	a122

Indice delle figure

Figura 1.1 - Confronto principali proprietà meccaniche16
Figura 1.2 - Materiale composito a livello strutturale17
Figura 1.3 - Esempio di laminato e relativa sequenza di impilamento19
Figura 1.4 - Struttura a sandwich19
Figura 1.5 - Autoclave per produzione di compositi21
Figura 1.6 - struttura del sistema con autoclave 22
Figura 1.7 - Fasi del processo produttivo RTM 23
Figura 1.8 - Schematizzazione del processo di pultrusione 23
Figura 1.9 - Esempio di profilati in materiale composito 24
Figura 1.10 - Struttura del processo produttivo Filament Winding 25
Figura 1.11 - Serbatoio di razzi realizzato con Filament winding 25
Figura 1.12 - Prototipo realizzato con Vacuum Infusion
Figura 1.13 - Struttura del processo di stesura manuale27
Figura 1.14 - Impiego storico dei compositi nel settore aeronautico[8] 28
Figura 1.15 - Composizione materiali di un Boeing 787 28
Figura 1.16 - McLaren MP4/1 (1981)
Figura 1.17 - Resin infusion di una pala eolica[12]31
Figura 1.18 - Debonding (a), matrix cracking (b), delaminazione (c) [15] 32
Figura 1.19 - Sollecitazioni intralaminari (a) ed interlaminari (b)
Figura 1.20 - Meccanismo di guasto di compositi soggetti a tensione [16]34
Figura 1.21 Meccanismo di guasto di compositi soggetti a compressione. 34
Figura 1.22 - Tendenza tipica della densità del matrix cracking [18] 35
Figura 1.23 - Matrix cracking in un laminato cross-ply (a) e
contemporanea presenza di debonding (b)[14]
Figura 1.24 - Meccanismo di formazione di matrix cracks longitudinali 36
Figura 1.25 - Pull-out delle fibre[20]37
Figura 1.26 - Rottura e pull-out delle fibre[20]
Figura 1.27 - Fiber-microbuckling
Figura 1.28 - Delaminazione post frattura trasversale della matrice 40

Figura 1.29 - Possibili cause di delaminazioni[23]40
Figura 1.30 - Modi di frattura interlaminare41
Figura 1.31 - Danni iniziali all'impatto in un laminato composito - vista
frontale[23]
Figura 1.32 - Modello base dei meccanismi di delaminazione per due plies
Figura 1.33 - Modelli di delaminazione in un laminato dopo l'impatto [29]
Figura 1.34 - Modelli di delaminazione per un laminato [0, 90, 0] [29] 46
Figura 1.35 - Matrix cracks in un laminato [0, 90, 0] [29]
Figura 1.36 - Sviluppo dei danni in strutture sottili a velocità
intermedia/strutture spesse a bassa velocità (a) e viceversa (b) 48
Figura 1.37 - Dettaglio a seguito danno da impatto
Figura 1.38 - Variazione tipica della resistenza a trazione residua con
energia cinetica iniziale dell'impattatore

Figura 2.1 - Fibra di carbonio al microscopio	54
Figura 2.2 - Proprietà meccaniche carbonio	55
Figura 2.3 - Fibra di vetro al microscopio	56
Figura 2.4 - Tipica fibra di vetro industriale	59
Figura 2.5 - Posizionamento tape ed applicazione della cera distaccante	62
Figura 2.6 - Disposizione dei layers: Carbon fiber (a), Glass fiber (b), Glas	SS
fiber per delaminazione (c)	64
Figura 2.7 - Creazione del vuoto	65

Figura 3.1 - Sistema di ancoraggio: dettagli e dimensioni [32] 69
Figura 3.2 - Strumentazione completa per test sperimentale [32] 69
Figura 3.3 - Disposizione piastra soggetta a delaminazione su sistema di
ancoraggio71
Figura 3.4 - Disposizione piastra soggetta a fessure su sistema di
ancoraggio71

Figura 3.5 - Dettaglio sistema vacuum ed ordine di campionamento72
Figura 3.6 - Passaggio da corpo continuo a corpo discreto74
Figura 3.7 - Geometry discretization case study 100 x 100 mm77
Figura 3.8 - Definizione modello composito77
Figura 3.9 – Applicazione condizioni al contorno: modello di riferimento
Figura 3.10 – Proprietà meccaniche materiale composito in fibra di vetro
Figura 3.11 - Definizione parametri di controllo: Glass fiber di riferimento
Figura 3.12 - Geometry discretization: Glass Fiber con fessure81
Figura 3.13 - Dettaglio fessure: 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c), 10 x 20
mm (d)
Figura 3.14 - Geometry discretization: modello cantilever
Figura 3.15 - Dimensioni nominali modello cantilever
Figura 3.16 - Applicazione delle condizioni al contorno: modello cantilever
Figura 3.17 - Esempio modello con zona delaminata
Figura 3.18 - dettaglio area soggetta a delaminazione
Figura 3.19 - Confronto modello di riferimento con modello validato 88
Figura 3.20 - Geometry discretization: Glass fiber con delaminazione 89
Figura 3.21 - Geometry discretization: carbon fiber91
Figura 3.22 - Applicazione delle condizioni al contorno: carbon fiber 92
Figura 3.23 - Assegnazione proprietà del materiale: carbon fiber
Figura 3.24 - Geometry discretization: carbon fiber con presenza di cricche
Figura 3.25 - Dettaglio cricche: 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c) 95
Figura 3.26 - Geometry discretization: modello di riferimento97
Figura 3.27 - Applicazione delle condizioni al contorno: modello di
riferimento
Figura 3.28 - Definizione parametri di controllo: modello di riferimento 99

Figura 3.29 - Geometry discretization: modello "transverse matrix	
cracking" 10	00
Figura 3.30 - Illustrazione modello "transverse matrix cracking" 10	00
Figura 3.31 - Contilever model - confronto 1	01

Figura 4.1 – Strutture con presenza di fessura: primo (a) e secondo modo (b) 10 mm; primo (c) e secondo modo (d) 20 mm;.....104 Figura 4.2 - Strutture con presenza di fessura: Primo (a) e secondo modo (b) 30 mm; primo (c) e secondo modo (d) 10 x 20 mm;......106 Figura 4.3 - Strutture 75 x 75 mm con presenza di fessura: Primo (a) e secondo modo (b) 10 mm; primo (c) e secondo modo (d) 20 mm;107 Figura 4.4 - Strutture 75 x 75 mm con presenza di fessura: Primo (a) e secondo modo (b) 30 mm; primo (c) e secondo modo (d) 10 x 20 mm .. 108 Figura 4.5 - Strutture 50 x 50 mm con presenza di fessura: 10 mm(a), 20 mm (b), 30 mm (c) e 10 x 20 mm (d);.....109 Figura 4.6 - Struttura soggetta a delaminazione: primo (a) e secondo modo Figura 4.7 – Struttura [0,0] s 100 x 100 mm con presenza di cricca - 10 Figura 4.8 – Struttura [0,0] s 75 x 75 mm con presenza di cricca: 10 mm Figura 4.9 - Struttura [0,90] s 100 x 100 mm con presenza di cricca - 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c) 116 Figura 4.10 – Struttura [0,90] s 75 x 75 mm con presenza di cricca - 10 mm Figura 4.11 - Modello "fixed" soggetto a transverse matrix cracking...... 118 Figura 4.12 - Modello "free-free" soggetto a transverse matrix crackingErrore. Il segnalibro non è definito.

Indice delle tabelle

Tabella 2.1 - Proprietà della resina epossidica	60
Tabella 2.2 - Proprietà laminato in fibra di vetro	61
Tabella 2.3 - Proprietà laminato in fibra di carbonio	61
Tabella 2.4 - Proprietà del laminato in fibra di vetro UD	66

Tabella 3.1 - Mappatura di frequenza	.72
Tabella 3.2 - Posizioni fessure lungo i laminati compositi	83
Tabella 3.3 - Proprietà principali della matrice e della fibra	86
Tabella 3.4 – posizione danni lungo laminati 100 x 100 mm e 75 x 75 mr	n
	96

Tabella 4.1 - Frequenze di riferimento - Fibra di vetro con fessure103
Tabella 4.2 - Frequenze di riferimento - fibra di vetro soggetta a
delaminazione
Tabella 4.3 – Frequenze di riferimento fibra di carbonio [0]4 con presenza
di cricche 112
Tabella 4.4 - Frequenze di riferimento fibra di carbonio [0,90] s con
presenza di cricche 115
Tabella 4.5 - Frequenze di riferimento - fibra di vetro soggetta a transverse
matrix cracking

1. Introduzione ai materiali compositi

Nel corso della storia recente e non solo è risultato evidente che lo sviluppo tecnologico è strettamente legato ai progressi ottenuti nei secoli nel campo dei materiali. Risulta semplice rendersi conto che la progettazione di turbine o aeromobili più avanzati è inutile se non sono disponibili materiali adeguati a sopportare i carichi e le condizioni di servizio. Qualunque sia il campo di applicazione, la limitazione finale sull'avanzamento dipende dai materiali. I compositi rappresentano uno step gigante nell'impegno costante di ottimizzazione dei materiali. L'idea dei materiali compositi non è nuova o recente. La natura è piena di esempi in cui viene utilizzata l'idea di materiali compositi. Il legno è un composito fibroso: fibre di cellulosa in una matrice di lignina. Le fibre di cellulosa hanno un'elevata resistenza alla trazione ma sono molto flessibili mentre la matrice lignina unisce le fibre e fornisce la rigidità. L'osso è un altro esempio di un composito naturale che supporta il peso di vari membri del corpo. Dall'inizio degli anni '60 c'è stata una crescente domanda di materiali più rigidi, più resistenti e più leggeri in settori diversi industriali e le richieste fatte sui materiali per un miglioramento complessivo delle prestazioni sono così grandi e diverse che nessun materiale può soddisfarle. Questo ha portato ad una rinascita del concetto antico di combinare diversi materiali in un materiale composito integrale per soddisfare le esigenze ottenendo delle proprietà ottimali, irraggiungibili dai singoli componenti. Un esempio è la diminuzione della densità totale, una elevata rigidezza, un ottimo comportamento a fatica. In figura 1.1 è riportato un confronto, a scopo illustrativo, tra materiali metallici convenzionali, come l'alluminio e l'acciaio, ed i materiali compositi mettendo in risalto le principali proprietà meccaniche[1].



Figura 1.1 - Confronto principali proprietà meccaniche

1.1. Struttura

Un materiale composito è un materiale eterogeneo poiché costituito da due o più fasi con proprietà fisiche differenti, le cui proprietà finali complessive risultano migliori di quelle delle singole fasi che lo costituiscono. I singoli materiali che costituiscono i compositi prendono il nome di costituenti che a seconda della loro funzione vengono definiti matrice o rinforzo. L'insieme di queste due parti costituisce un prodotto finale in di garantire proprietà meccaniche grado elevatissime accompagnate da una densità decisamente bassa. In fig. 1.2. è riportato un esempio illustrativo a livello strutturale mettendo in risalto la matrice ed il rinforzo.



Figura 1.2 - Materiale composito a livello strutturale

1.1.1. Matrice

La matrice è costituita da una fase continua omogenea, che ha lo scopo di racchiudere il rinforzo, garantendo così la coesione del materiale composito e garantire che le fibre di rinforzo presentino una omogenea dispersione all'interno del composito ed evitare il fenomeno della segregazione. A seconda della natura della matrice, i materiali compositi vengono suddivisi in diverse categorie, tra cui le principali sono:

- Compositi a matrice metallica: alluminio, titanio e loro leghe.
- Compositi a matrice ceramica: carburo di silicio o allumina
- Compositi a matrice polimerica: termoplastici come il Nylon e l'ABS e termoindurenti come le resine epossidiche e fenoliche.

1.1.2. Rinforzo

Il rinforzo è rappresentato da una fase che viene dispersa in varie modalità all'interno della matrice ed ha il compito di assicurare rigidezza e resistenza meccanica, assumendo su di sé la maggior parte della sollecitazione a cui verrà sottoposto. A seconda del tipo di rinforzo, i materiali compositi si suddividono in:

- Compositi particellari
- Compositi strutturati
- Compositi rinforzati con fibre

Nel caso di compositi rinforzati con fibre, il rinforzo può essere ad esempio costituito da:

- Fibra di vetro;
- Fibra di carbonio;
- Fibre ceramiche;
- Fibra di basalto;
- Fibra Aramidica (un esempio su tutti è il Kevlar).

I compositi rinforzati con fibre posso essere a loro volta classificati in:

- Compositi a fibre continue (o lunghe)
- Compositi a fibre discontinue (o corte)
- Compositi a fibre miste, ovvero disposte in maniera casuale

Questa tipologia di materiali compositi presenta una spiccata anisotropia[1]. L'anisotropia, se controllata, può costituire un vantaggio: il materiale viene rinforzato in quelle direzioni dove verrà caricato e dunque le prestazioni vengono ottimizzate. A parità di numero di fibre quindi, all'aumentare del grado di allineamento, si potrà osservare un aumento delle prestazioni meccaniche del composito nella stessa direzione di allineamento. Con opportune orientazioni e distribuzioni spaziali delle fibre di rinforzo si possono ottenere buone proprietà del composito in diverse direzioni. Andando ad unire più strati di compositi a fibra lunga è si ottengono strutture più o meno complesse. Infatti, sovrapponendo diversi strati con le fibre orientate in direzioni diverse si uniformano le proprietà del laminato in tutte le direzioni. Operando in questo modo, si realizza un materiale composito laminato.



Figura 1.3 - Esempio di laminato e relativa sequenza di impilamento

Una struttura più complessa che si ottiene andando ad unire diversi strati è la struttura a sandwich. Un composito strutturato a sandwich è una classe speciale di materiali compositi fabbricata collegando due pelli sottili ma rigide ad un nucleo leggero ma spesso[2]. Il materiale del nucleo è normalmente a bassa resistenza ma il suo spessore più elevato fornisce al composito una elevata rigidità di piegatura con bassa densità complessiva. Gli strati esterni sono preposti alla distribuzione dei carichi nel piano, la funzione dell'anima strutturale è invece quella di aumentare la rigidezza a flessione del laminato, che dipende dalla distanza delle facce rispetto piano medio dello stesso[3].



Figura 1.4 - Struttura a sandwich

L'utilizzo di questo tipo di laminato consente, a parità di sezione, di aumentarne la robustezza meccanica, risparmiando peso e costo rispetto al laminato semplice a singola faccia. Le facce esterne sono realizzate con laminati in fibra di vetro, carbonio e aramidica, le quali garantiscono un elevata resistenza meccanica.

1.2. Tecniche di produzione

La generazione di materiali compositi si può ottenere sfruttando numerose tecniche di produzione dove la scelta del processo produttivo dipende principalmente dal prodotto finale che si vuole ottenere. La scelta della tecnologia di fabbricazione più consona, per ottenere un prodotto finale con ottime caratteristiche varia secondo numerosi fattori: la forma, la dimensione e le proprietà richieste al pezzo finito. Ci sono diverse caratteristiche che si possono prendere in considerazione per suddividere le tecnologie di produzione in sottocategorie; alcune di queste sono: tecnologie di produzione con stampi chiusi o stampi aperti, tecnologie continue o discontinue e tecnologie manuali e automatizzate. I processi produttivi dei materiali compositi più diffusi sono:

- Formatura in autoclave;
- Resin transfer molding (RTM);
- Pultrusione;
- Filament winding;
- Vacuum infusion (RIFT)
- Stesura manuale

1.2.1. Formatura in autoclave

È principalmente applicata nei settori aeronautico e motorsport, la quale consiste nella formatura di tessuti di fibre di vetro o di carbonio, impregnati con polimeri termoindurenti mediante l'applicazione di pressione e calore. I manufatti così ottenuti esibiscono ottima resistenza meccanica e notevole leggerezza. I materiali principalmente utilizzati sono tessuti in fibra di carbonio e resine epossidiche. Tuttavia, sono comunque presenti sul mercato sistemi costituti da altri tipi di resine quali le fenoliche e le imidazoliche, e rinforzi di altro tipo quali vetro e fibre aramidiche. I manufatti ottenibili presentano una notevole resistenza meccanica unita alla leggerezza del manufatto[4], ciò fa sì che i materiali possano essere applicati in tutti quei settori dove il peso rappresenta un fattore limitante. Questa tecnologia è sfruttata nel campo aeronautico, sportivo e del tempo libero (automobili di Formula 1, sci, canne da pesca, etc.).



Figura 1.5 - Autoclave per produzione di compositi

Il processo produttivo in autoclave si può riassumere nei seguenti step:

- I materiali di partenza, resina epossidica e tessuti in fibra di carbonio o vetro, vengono sagomati e sovrapposti su uno stampo della forma desiderata;
- L'assemblato viene posto all'interno di un sacco a vuoto assicurandone l'eliminazione dell'aria residua tra gli strati ed il mantenimento della forma durante il successivo processo di consolidamento;
- L'intero sistema viene posto all'interno dell'autoclave e portato sottovuoto;
- Viene fornito calore e pressione fino ai valori necessari per il consolidamento della resina.
- Il manufatto consolidato viene estratto dall'autoclave ed inviato alle lavorazioni di rifinitura



Figura 1.6 - struttura del sistema con autoclave

1.2.2. Resin Transfer Molding (RTM)

Con il termine RTM si intende una tecnologia mediante la quale si fabbricano compositi a matrice polimerica, iniettando la resina catalizzata in una cavità avente la forma del pezzo da realizzare ed in cui è stato preliminarmente collocato il rinforzo asciutto[5]. La cavità è ottenuta chiudendo stampo e controstampo, l'uno contro l'altro. Questi possono essere di vario tipo; più comunemente si usano stampi in vetroresina o stampi in metallo. Le fasi di fabbricazione RTM si possono riassumere nelle seguenti fasi:

- pulitura dello stampo
- applicazione del distaccante
- applicazione del gel-coat
- posizionamento del rinforzo
- chiusura e bloccaggio dello stampo
- iniezione e polimerizzazione della resina
- apertura dello stampo ed estrazione del pezzo
- operazioni di rifinitura

Il processo produttivo viene normalmente eseguita a freddo, ma è possibile riscaldare lo stampo per accelerare il processo. La pressione, essendo esercitata mediante la resina ancora liquida, si distribuisce uniformemente su tutto il laminato in fabbricazione consentendo così spessori uniformi e ottima qualità del manufatto. Le pressioni tipiche per l'iniezione variano tra 0,5 e 4 bar con tempi di iniezione tra i 20 secondi e i 2 minuti. La tecnologia RTM è molto interessante per la possibilità

di automazione che offre e quindi per la produzione di componenti anche in grande serie. Inoltre, è possibile stampare elementi anche di notevoli dimensioni.



Figura 1.7 - Fasi del processo produttivo RTM

1.2.3. Pultrusione

La pultrusione è un processo di lavorazione continuo di compositi rinforzati con fibre di vetro o carbonio. Consiste nell'estrusione di profili a sezione costante e complessa a traino in continuo con polimerizzazione in stampo chiuso. Da tale processo si ottengono profilati che in alcuni contesti, per le loro caratteristiche, danno maggiori garanzie di quelli realizzati in acciaio. Il processo si sviluppa nei seguenti passaggi:

- le fibre di vengono posizionate in un prestampo secondo i requisiti strutturali richiesti dal profilo pultruso finale;
- le fibre vengono impregnate a vasca aperta e poi convogliate a traino in uno stampo in acciaio di precisione.
- lo stampo viene riscaldato attraverso un sistema computerizzato che esegue anche il controllo del processo di polimerizzazione e monitora la velocità di avanzamento del pultruso;
- il profilo fuoriesce dallo stampo ed è pronto per il taglio.



Figura 1.8 - Schematizzazione del processo di pultrusione

Le fibre di rinforzo sono disposte longitudinalmente nella direzione di traino e sono costituite soprattutto da sistemi complessi di roving e da tessuti di vetro o carbonio o kevlar. Costituiscono circa il 70% del profilo e ne determinano la resistenza alla trazione e alla flessione. Il processo di pultrusione garantisce la personalizzazione e, in seguito, la ripetibilità e la perfetta riproducibilità di ogni manufatto. Inoltre, sebbene il processo di produzione e di lavorazione sia ancora abbastanza lento, il dispendio di energia che richiede è inferiore rispetto a quello richiesto per produrre gli stessi profilati in alluminio.



Figura 1.9 - Esempio di profilati in materiale composito

1.2.4. Filament Winding

La tecnica di Filament Winding è conosciuta da decenni ma utilizzata solo negli ultimi anni grazie all'introduzione di materiali affidabili e di accorgimenti che hanno reso la produzione più agevole ed economica[6]. Il processo consiste fondamentalmente nell'avvolgimento di filamenti continui impregnati di resina su di un corpo ruotante, detto mandrino, la cui forma si identifica nella geometria del pezzo da produrre. Vi sono due tipologie di utilizzo di questo processo: umido o secco. Nel metodo ad umido, la fibra raccoglie la resina a bassa viscosità passando da una vasca di impregnazione (come avviene con la pultrusione); il metodo a secco invece prevede l'utilizzo di filamenti preimpregnati. L'indurimento della resina viene ottenuto inserendo il componente in forno o autoclave.



Figura 1.10 - Struttura del processo produttivo Filament Winding

I fattori fondamentali che governano questa tecnica ed influiscono in maniera determinante per l'ottenimento delle caratteristiche del prodotto composito finale sono il tipo di avvolgimento, l'impregnazione, la tipologia di macchina ed il processo di polimerizzazione. Il risultato finale è un manufatto con un'elevata rigidità strutturale che, insieme alla velocità di produzione elevata ed alla possibilità di poter utilizzare rinforzi continui senza rotture e giunzioni, si presentano come i principali vantaggi di questa tecnica. I costi sono elevati ma confrontando pro e contro è sicuramente una tecnica efficace e molto apprezzata nel mondo aerospaziale. Infatti, si sfrutta proprio questa tecnica per la realizzazione dei grandi serbatoi dei razzi che contengono svariati litri di propellente.



Figura 1.11 - Serbatoio di razzi realizzato con Filament winding

1.2.5. Vacuum Infusion (RIFT)

La lavorazione RIFT (Resin Infusion Under Flexible Tooling), variante del RTM, viene eseguita utilizzando il sacco polimerico flessibile al posto di una delle facce dello stampo rigido, è più economica e operando il vuoto all'interno la resina viene spinta all'interno del rinforzo asciutto così da ridurre il contatto dell'operatore con la resina allo stato liquido e con tutti i suoi componenti volatili emessi durante la messa in opera[7]. Viene generato il vuoto impiegando una pompa e la resina viene infusa attraverso dei punti di ingresso specifici. Il flusso potrà impregnare in due diversi modi a seconda del tipo di distributore utilizzato e dal tipo di letto fibroso: il flusso di resina può avanzare in direzione normale rispetto al piano di giacitura delle fibre. In alternativa, si può sfruttare un'impregnazione mista, la quale prevede un flusso normale e uno parallelo al piano di giacitura delle fibre. Per bassi volumi di produzione si ricorre a resine alternative, epossidica o poliestere con basso contenuto di stirene.



Figura 1.12 - Prototipo realizzato con Vacuum Infusion

1.2.6. Stesura manuale

La stesura manuale è un processo tuttora largamente diffuso per lavori su superfici ampie quali piscine e scafi di imbarcazioni per i quali la produzione si svolge per piccoli lotti. I rinforzi si presentano tipicamente sotto forma di tessuti o trefoli di fibre che vengono stesi all'interno dello stampo, le fibre vengono imbevute di resina catalizzata e poi consolidate manualmente usando rulli allo scopo di rimuovere l'aria presente nel composito, compattare le fibre ed eliminare la resina in eccesso. La polimerizzazione avviene in genere a temperatura ambiente. I valori tipici della frazione in volume delle fibre ottenibili con tale tecnologia sono 25-30%. In alcuni casi per migliorare la qualità del laminato stampato l'impregnazione dei tessuti viene effettuata prima della loro posa con apposite attrezzature, in modo da utilizzare la corretta quantità di resina per ogni lamina, in questo caso è possibile raggiungere valori di frazione in volume delle fibre prossime al 40%.



Figura 1.13 - Struttura del processo di stesura manuale

1.3. Applicazioni

L'industria aerospaziale è uno dei settori chiave che negli ultimi anni ha trainato la crescita dell'utilizzo dei materiali compositi, grazie ai grandi produttori attratti dal considerevole potenziale di riduzione del consumo di carburante e delle emissioni di anidride carbonica. A partire dagli anni '60 l'applicazione di materiali compositi avanzati nelle strutture aeronautiche è risultato in aumento con ogni nuovo velivolo progettato e prodotto, in particolare con aerei da combattimento militari[8]. L'F-15 Eagle (1968) è stato costituito per l'1,5% del suo peso strutturale con materiali compositi avanzati. L'F-18 Hornet, che ha iniziato la produzione nel 1974, ha il 12,1% del suo peso strutturale realizzato con materiali compositi avanzati. L'AV-8B Harrier II (1978) invece il 26% del peso strutturale. Ad oggi si sono riusciti a raggiungere percentuali che si aggirano intorno all'80-90% con gli elicotteri in campo militare.



Figura 1.14 - Impiego storico dei compositi nel settore aeronautico[8]

Il settore degli aeromobili commerciali ha anche avuto un significativo aumento di materiali compositi dal 24% nell'Airbus A380, al 52% nell'Airbus A350 e al 50% nel Boeing B787 che è stato progettato per essere il primo aereo di serie con la fusoliera assemblata grazie a sezioni a botte di materiale composito invece dei molteplici pannelli di alluminio. In fig. 1.16. si può osservare una ripartizione dei materiali utilizzati nella costruzione del Boeing B787.



Figura 1.15 - Composizione materiali di un Boeing 787

I materiali compositi tipici degli aeromobili sono fibra di carbonio, fibra di vetro e fibra di Kevlar nei componenti strutturali, insieme a compositi a matrice ceramica che vengono generalmente utilizzati nei componenti dei freni, della combustione e dello scarico. Questi materiali più leggeri consentono dunque una maggiore efficienza dei consumi e costi di riparazione contenuti, oltre a offrire una resistenza uguale o superiore con un peso ridotto. Infatti, i compositi in genere possono ridurre il peso strutturale complessivo del 20-50%, migliorando l'efficienza del carburante[8]. Un ulteriore vantaggio è la possibilità di abbattere i costi per l'assemblaggio dei componenti poiché richiedono pochissimi dispositivi di fissaggio, bulloni e, in alcuni casi, è possibile consolidare più componenti metallici in un unico componente composito.

Un altro settore sicuramente importante per i compositi è sicuramente quello dell'automotive. Infatti, i materiali compositi costituiscono un elemento imprescindibile se si vogliono raggiungere determinate performances in tale ambito. Le applicazioni dei materiali compositi su una autovettura sono totalmente votate alla performance. La vettura risulta più leggera oltre che più resistente; un ulteriore vantaggio è la possibilità di realizzare forme molto più complesse rispetto a quelle in metallo, con conseguente beneficio a livello aerodinamico oltre che di puro e semplice design. Di conseguenza, la naturale prima applicazione strutturale dei compositi in ambito automotive riguardò le vetture racing. Inizialmente, la vetroresina si impose come possibile sostituto della lamiera di alluminio battuta a mano nella realizzazione della carrozzeria. Successivamente si sono seguiti i passi fatti dalle tecnologie sviluppate in ambito aerospazio. In Inghilterra, L'Ing. Barnard lanciò la McLaren MP4/1 (1981), rappresentò una vera rivoluzione in Formula 1 in quanto fu la prima vettura con telaio in composito a disputare una gara nella massima categoria[9]. Presentava inoltre maggiori protezioni per il pilota e di conseguenza era anche molto sicura. L'impiego di materiali compositi avanzati risultò vincente, una strada seguita da tutti i competitor nei successivi anni.



Figura 1.16 - McLaren MP4/1 (1981)

Ad oggi i materiali compositi, nelle più svariate forme, stanno entrando anche nella progettazione delle vetture di serie, dove la limitazione del peso è sempre più importante per ragioni di ecosostenibilità. Il produttore tedesco BMW ha assunto un ruolo di primo piano nel mondo dei materiali compositi e in particolare nella produzione di pezzi in fibra di carbonio ad alto volume. Tutti gli abitacoli delle leggere BMW i3 e i8 Life Module sono realizzati con 150 componenti in materiale composito in fibra di carbonio. Ciò ha consentito una riduzione del 50% del peso rispetto all'acciaio e del 30% rispetto all'alluminio, oltre a dimezzare i tempi di produzione standard[10]. L'applicazione della fibra di carbonio si estende sempre più anche a componenti non strutturali del veicolo e con l'avvento delle auto elettriche, per le quali la questione peso è di grande interesse, l'affermazione dei materiali compositi ha delle prospettive eccezionali.

Dal momento che l'energia rinnovabile alternativa sta diventando un tema sempre più sentito in tutto il mondo, gli investimenti in tecnologie come l'energia solare ed eolica stanno aumentando in modo significativo. L'energia eolica è una fonte importante di energia rinnovabile in grado di produrre elettricità con una bassissima emissione di gas serra. Si affida a turbine eoliche di grandi dimensioni che devono essere al tempo stesso robuste ed efficienti. Ciò significa pale più lunghe e leggere che mantengono la rigidezza per resistere a condizioni di vento forte. Alla fine del diciannovesimo secolo i costruttori di mulini a vento cominciarono a rimpiazzare le pale di legno con acciaio galvanizzato. Tuttavia, l'acciaio è un materiale molto pesante ed infatti sia la Boeing che la Dutch incontrarono numerosi problemi con i rotori di acciaio e gli alberi che dovevano supportarli. Si penso così a sostituire l'acciaio con l'alluminio in quanto più leggero e, per il suo peso, più resistente. Tuttavia, presentava due principali debolezze: è costoso ed è soggetto alla fatica propria dei metalli. Infatti, la maggior parte dei problemi delle turbine un tempo operative incontrarono erano dovuti al fenomeno della fatica nei punti in cui le sezioni della pala erano collegate insieme. Gli alti tassi di cedimento (20%) delle pale negli ultimi anni fecero pensare che essi avrebbero dovuto rivedere l'approccio di progetto e di produzione ispirandosi al settore aerospaziale a partire dalla considerazione che le pale eoliche abbiano molto in comune con strutture aeronautiche come le ali di un velivolo. Possono dunque sfruttare le soluzioni trovate in decenni di ricerca e sviluppo nel settore aerospaziale. Ed è qui che entrano in scena i materiali compositi. Sono ideali, possiedono migliori caratteristiche a fatica, rapporto rigidezza/peso e resistenza/peso, si prestano alla fabbricazione di geometrie complesse e su misura. La tecnologia di produzione delle pale delle turbine eoliche lunghe, leggere e robuste, in fibra di carbonio e vetro, permette di aumentare notevolmente l'efficienza in quella che è diventata una fonte affidabile di approvvigionamento energetico in tutto il mondo[11]. L'ulteriore sfruttamento di queste tecnologie è destinato a consentire lo sviluppo di turbine eoliche di più grandi dimensioni, e ciò si tradurrà in una più ampia diffusione della produzione di energia eolica in tutto il mondo. In fig. è riportato lo stampo per resin infusion di una pala eolica dell'azienda Siemens Gamesa.



Figura 1.17 - Resin infusion di una pala eolica[12]

1.4. Meccanismi di danneggiamento

Nei paragrafi precedenti si sono messi in risalto alcuni cenni storici sui compositi a partire da come sono strutturati e vengono classificati per giungere alle tecniche di produzione e applicazioni in settori industriali come materiale valido al punto tale da sostituire i materiali tradizionali quali acciaio ed alluminio. In questo paragrafo invece si cercherà di fornire una fotografia della situazione attuale dei materiali compositi, ponendo l'attenzione sulla tipologia dei meccanismi di danneggiamento che caratterizzano la maggior parte delle strutture in composito.

Come già affermato precedentemente, l'utilizzo di materiali compositi in applicazioni strutturali ha molti vantaggi, grazie al loro peso ridotto e all'elevata resistenza, rigidità e resistenza agli ambienti corrosivi[13]. Tuttavia, presentano alcuni aspetti critici riguardanti i loro meccanismi di danno, diversi da quelli dei materiali tradizionali e derivano dalla loro natura ortotropa o anisotropa. Una delle principali differenze rispetto ai metalli è la loro tendenza a cumulare i danni in modo diffuso e progressivo, piuttosto che in una singola macro-fessura localizzata. Nei materiali compositi possono verificarsi diversi tipi di danni, ma si possono identificare quattro categorie principali [14]:

- Danno all'interfaccia matrice-fibra o "debonding"
- Guasto progressivo alla matrice, noto come "matrix cracking"
- Rottura della fibra sottoposta a trazione e compressione
- Delaminazione



Figura 1.18 - Debonding (a), matrix cracking (b), delaminazione (c) [15]

Tutte le tipologie di danno sopra elencate possono verificarsi sia separatamente l'uno dall'altro che contemporaneamente. I primi tre meccanismi sono noti anche come danni intralaminari: sono presenti nella lamina e sono dovuti ai componenti sul piano della sollecitazione (Fig. 1.19-a). Le delaminazioni sono invece un fenomeno interlaminare dovuto ai componenti di sollecitazione esterne al piano, noti anche come tensioni interlaminari (Fig. 1.19-b).



Figura 1.19 - Sollecitazioni intralaminari (a) ed interlaminari (b)

La preponderanza di un meccanismo di danno rispetto agli altri dipende dalle caratteristiche del materiale e dalla sequenza di impilamento del laminato[14]. Tuttavia, non esiste una corrispondenza biunivoca tra i meccanismi di danneggiamento e le caratteristiche del laminato a causa della natura anisotropica dei materiali compositi e dei diversi comportamenti del materiale in diverse condizioni di carico. Pertanto, per lo stesso laminato, i meccanismi di danno dipendono solo dai carichi applicati. In fig. 1.20 è illustrato lo sviluppo tipico di danni per un laminato caricato in tensione durante una prova quasi-statica: il guasto alla trazione comporta normalmente una serie di eventi di guasto pre-catastrofico, ossia danni alla matrice e frattura localizzata della fibra. Generalmente, una certa quantità di danni alla matrice e rotture della fibra sono sopportati dal materiale prima del fallimento finale[16]. Quando le strutture in composito vengono sottoposte a compressione, possono verificarsi vari meccanismi di guasto: quando si verifica la delaminazione, a seconda della combinazione di matrice e fibra e della sequenza di impilamento, le modalità di guasto locale possono verificarsi singolarmente o possono combinarsi per determinare la resistenza alla compressione del laminato. In particolare, i guasti locali includono il taglio a matrice in-plane, la compressione a matrice e il fiber-microbuckling (Fig. 1.21) [16].

PROGRESSION OF FAILURE

MATRIX DAMAGE ACCUMALATION AND INTERACTION





DELAMINATION AND SUBLAMINATE STABILITY



Figura 1.21 Meccanismo di guasto di compositi soggetti a compressione

1.4.1.Danneggiamento intralaminare della matrice

Il danno della matrice intralaminare appare sotto forma di crepe nella direzione parallela alle fibre della lamina quando le fibre non sono orientate nella direzione del carico applicato; quindi, quando la risposta del materiale è dominata dalla fase della matrice. Questo tipo di danno è noto anche come "transverse matrix cracking". Il transverse matrix cracking può apparire sia in laminati con rinforzo unidirezionale che bidirezionale ed è uno dei primi tipi di danni che compaiono in prove quasi-statiche o cicliche di laminati sottoposti a trazione. In una prova quasi-statica, l'iniziazione e conseguente sviluppo di questo meccanismo di danno avviene molto prima rispetto al fallimento finale del materiale e l'aspetto delle crepe trasversali nella matrice corrisponde più o meno al primo cedimento[17], tuttavia non va ad influenzare significativamente la risposta macroscopica del laminato. Lo sviluppo di cricche trasversali riduce le caratteristiche di rigidezza delle lamine nelle direzioni lungo le quali le proprietà del composito sono determinate dalla matrice ma è possibile, tuttavia, affermare che in un laminato con rinforzi multidirezionali gli effetti sulla rigidezza complessiva sono trascurabili.



Figura 1.22 - Tendenza tipica della densità del matrix cracking [18]

Il transverse matrix cracking è un fenomeno progressivo e continua fino al raggiungimento di uno stato di saturazione (Fig. 1.22). Infatti, nonostante la presenza di cricche, la lamina singola è ancora soggetta al carico di taglio trasmesso dalla lamina ancora intera vicina. Dopo che la densità delle crepe ha raggiunto uno stato critico, chiamato lo stato di danno
caratteristico o "CDS" (Characteristic Damage State), la distanza tra le fessure non consente al carico di causare ulteriori fratture nella matrice. Questa tipologia di danneggiamento è correlata, a livello microstrutturale, al danno all'interfaccia matrice-fibra (Fig. 1.23-b) e può influenzare la formazione di delaminazioni[15].



Figura 1.23 - Matrix cracking in un laminato cross-ply (a) e contemporanea presenza di debonding (b)[14]

Il meccanismo appena descritto non è l'unico che può portare alla formazione di crepe intralaminari nella matrice. È infatti possibile che compaiano crepe parallele alle fibre orientate lungo la direzione del carico applicato (fig. 1.24).



Figura 1.24 - Meccanismo di formazione di matrix cracks longitudinali

La formazione di questo tipo di fessure è tipica dei laminati rinforzati unidirezionali ed è legata alle differenze del coefficiente di Poisson tra le lamine orientate lungo il carico applicato e quelle orientate in direzione trasversale. Facendo riferimento alla figura 1.24, le lamine a 0° hanno una predisposizione a contrarsi ma questa tendenza è contrastata dalla rigidità delle lamine a 90°. Di conseguenza lo stato di stress risultante può causare la formazione di crepe lungo la direzione delle fibre. Tuttavia, questo meccanismo di danno ha un'influenza minore sullo stato di danno complessivo del laminato rispetto alla fessurazione della matrice trasversale e di solito è appena visibile fino a poco prima del fallimento dell'intero laminato [19].

1.4.2. Danneggiamenti all'interfaccia matrice-fibra

Quando le tensioni trasversali nel piano della matrice presentano una natura a trazione, l'interfaccia tra fibra e matrice potrebbe cedere e rompersi. Una crepa nella matrice ha origine in questa posizione e cresce lungo la lunghezza della fibra, portando al "debonding" dell'interfaccia. Allo stesso modo, quando le fibre si rompono, l'interfaccia vicino al cedimento della fibra può fallire, portando al debonding della fibra dalla matrice. Quest'ultimo fenomeno può essere seguito dall'estrazione (definito anche meccanismo di "pull-out") delle fibre dalla matrice (fig. 1.25).



Figura 1.25 - Pull-out delle fibre[20]

Poiché una delle principali funzioni della matrice è quella di trasferire carichi da e verso le fibre, quando l'interfaccia si rompe questa capacità viene compromessa. Il danno all'interfaccia fibre-matrice può verificarsi, soprattutto durante i test di fatica, indipendentemente dalla fessurazione della matrice trasversale e compromettere la trasmissione dei carichi tra le fibre. Questa diviene una criticità nel momento in cui ci sono fibre intatte accanto a fibre rotte. Infatti, le fibre intatte non possono contribuire a trasportare i carichi a causa del deterioramento dell'interfaccia, causando il fallimento finale del laminato. Pertanto, le interazioni tra i danni della matrice e delle fibre sono significative per il comportamento a fatica dei materiali compositi [14].

1.4.3. Rottura delle fibre

Generalmente, la rottura delle fibre è il meccanismo che porta al fallimento finale del laminato. La frattura delle fibre ha natura fragile ed è un fenomeno definito da natura statistica in quanto la resistenza delle fibre è caratterizzata da una certa distribuzione probabilistica nelle lamine. Le rotture di gruppi di fibre isolate non comportano il fallimento in quanto il carico può essere trasferito ad altre fibre. Tuttavia, il guasto si verifica quando le fibre accanto a quelle rotte non possono trasportare i loro carichi a causa di danni all'interfaccia della matrice che compromettono la capacità di trasferimento del carico. La resistenza del materiale dipende fortemente dalla lunghezza delle fibre e aumenta con essa fino a raggiungere una lunghezza critica. Per lunghezze superiori a quella critica, i danni si verificano sotto forma di rotture di fibra, mentre per lunghezze più corte, le fibre non si rompono ma sono sottoposte al meccanismo di pull-out a causa del guasto all'interfaccia.



Figura 1.26 - Rottura e pull-out delle fibre[20]

Il guasto delle fibre sottoposte a compressione è caratterizzato da microinstabilità delle fibre nella matrice (fiber-microbuckling). Infatti, le fibre hanno una bassa rigidità a flessione a causa del loro piccolo diametro e sono solitamente stabilizzate dalla matrice. Quando sono presenti piccoli disallineamenti e carichi di compressione elevati, la matrice non può più stabilizzare le fibre e, conseguentemente, quest'ultime cedono. Il meccanismo di "fiber-microbuckling" si può presentare in due differenti forme: "transverse mode" o "shear mode" (Fig. 1.27). Di solito, la modalità a taglio è la più comune [11].



Figura 1.27 - Fiber-microbuckling

1.4.4. Delaminazioni

Le delaminazioni sono danni interlaminari, come ad esempio crepe che hanno origine tra strati adiacenti e che possono essere viste come crepe di interfaccia tra due materiali anisotropici [21]. Le delaminazioni avvengono a seguito di effetti di bordo libero (delaminazioni di bordo libero), altri danni di matrice (fig. 1.28) o imperfezioni, ad es. micro-vuoti, inclusioni e disomogeneità strutturale. Gli impatti accidentali sono un'altra delle principali cause di delaminazione [22].



Figura 1.28 - Delaminazione post frattura trasversale della matrice

Il carico "out-of-plane", gli impatti, la fatica, la concentrazione delle sollecitazioni interlaminari, le crepe della matrice, le curvature, i cambiamenti di forma o di spessore e i fattori ambientali sono tutte cause che possono incidere in una successiva propagazione della microfrattura. La figura 1.29 fornisce una panoramica di alcune fonti di delaminazione.



Figura 1.29 - Possibili cause di delaminazioni[23]

Probabilmente, la delaminazione è la modalità di guasto più comune per i laminati ed è particolarmente pericolosa per come si genera e cresce progressivamente sotto la superficie di una struttura composita che non è sempre rilevabile tramite ispezione visiva. Per fare un esempio, un laminato può perdere fino al 50% della sua resistenza alla compressione residua e della sua rigidità con danni appena visibili [22]. Inoltre, a differenza del fenomeno di transverse matrix cracking, le delaminazioni crescono lungo una direzione dove, con le tecniche di laminazione convenzionali, non è possibile introdurre alcun rinforzo. Quindi, dopo l'iniziazione delle delaminazioni, esse possono diffondersi senza incontrare alcun ostacolo fino al raggiungimento del fallimento definitivo. Infatti, poiché i laminati sono costituiti da una seguenza impilabile di lamine, sono caratterizzati da un'elevata resistenza nelle direzioni delle fibre, ma sono deboli lungo le direzioni dominate dalle proprietà della matrice. Le delaminazioni avvengono all'interfaccia tra le diverse lamine, dove il comportamento del materiale è determinato dalla matrice[13]. La valutazione della resistenza alla delaminazione dei laminati compositi è quindi essenziale per la durabilità e la tolleranza ai danni. Le fratture di delaminazione possono svilupparsi in una qualsiasi delle tre modalità di base di frattura interlaminare (fig. 1.30).



Figura 1.30 - Modi di frattura interlaminare

I tre modi sono:

- Modo I: modo di apertura, dovuto agli sforzi normali interlaminari.
- Modo II: modo di scorrimento o di taglio, a causa delle sollecitazioni di taglio interlaminari.

• Modo III: modo di lacerazione o strappo, dovuto alle sollecitazioni di taglio nel piano della cricca in direzione ortogonale ad esse.

Di solito, le principali modalità di propagazione delle microfratture sono le prime due, mentre la terza sembra svolgere solo un ruolo minore ed è spesso trascurata. Un parametro importante è la velocità di rilascio dell'energia di deformazione: un valore critico è associato a ciascuno dei tre modi e rappresenta la misura dell'energia totale necessaria per avviare la delaminazione. Molti fattori influenzano la velocità di rilascio dell'energia di deformazione critica: volume delle fibre, orientamento degli strati, proprietà dei materiali costituenti e altri [21]. Le delaminazioni possono avere effetti diversi sulle prestazioni di resistenza alla trazione, a seconda della posizione del danno. Le delaminazioni del bordo libero hanno dimostrato di abbassare la resistenza del campione caricato in tensione uniassiale, la rigidezza e la resistenza alla trazione per una crescita instabile della delaminazione accoppiata a crepe della matrice. Tuttavia, è stato dimostrato che le delaminazioni isolate lontano dai bordi e disaccoppiate con crepe a matrice hanno effetti scarsi sulla resistenza alla trazione e sulla rigidezza [18]. Le delaminazioni, in generale, hanno una maggiore influenza sul comportamento globale dei laminati sotto compressione. Infatti, a seguito dello sviluppo di questo tipo di danneggiamento, il laminato viene suddiviso in sotto-laminati di spessore ridotto, che possono facilmente fibbia anche per carichi a bassa compressione. L'instabilità risultante provoca una significativa accelerazione della propagazione delle delaminazioni e l'area resistente alla compressione diminuisce successivamente. Questo fenomeno può essere seguito da fiber-microbuckling.

1.5. Danno da impatti nei materiali compositi

Una delle principali limitazioni all'uso di materiali compositi è la loro risposta al carico d'impatto localizzato. I compositi in fibra di carbonio sono generalmente considerati vulnerabili ai danni da impatto, a causa delle proprietà fragili delle fibre e dei materiali della matrice [24]. I danni da impatto possono essere di diversi tipi e possono apparire in varie combinazioni a seconda del tipo di impatto:

- Delaminazioni
- Frattura delle fibre
- Matrix cracking
- Perforazione dei laminati

La capacità di assorbire energia di questi processi di danneggiamento dipende dalle proprietà dei materiali (fibra, matrice, interfaccia) e dalla modalità di impatto. Generalmente, la frattura della fibra comporta la dissipazione di grandi quantità di energia, mentre la fessurazione della matrice e le delaminazioni provocano basse energie di frattura. Per gli urti a bassa velocità, i danni consistono in cricche di matrice e delaminazioni, di solito non sono visibili e possono causare una significativa riduzione della resistenza [25]. Questi danni sono di solito rilevabili solo durante le ispezioni programmate con strumentazioni adeguate alle ispezioni non distruttive. La durata dell'impatto è generalmente sufficientemente lunga da coinvolgere l'intera struttura con conseguente elevato assorbimento di energia elastica. Il laminato si comporta elasticamente fino a un certo livello di energia, l'energia limite, al di sopra del quale i danni iniziano a comparire. Gli impatti ad alta velocità sono generalmente caratterizzati dalla propagazione delle onde di stress attraverso il materiale che porta a danni localizzati poiché la struttura non ha il tempo di rispondere. Gli impatti ad alta velocità causano rotture delle fibre e talvolta perforazioni [23].

1.5.1.Sviluppo dei danni

Sono stati eseguiti molti studi ed esperimenti per comprendere i modelli di danno e gli sviluppi successivi agli impatti sui laminati compositi. Il carico d'impatto trasversale a bassa velocità di un materiale composito inizia generalmente il danno matrice prima di altre modalità di danno. Questo tipo di danno è per lo più sotto forma di cricche di matrice, anche se può verificarsi anche il debonding [26]. La figura 1.31 illustra il tipico schema di frattura della matrice iniziale che segue l'impatto:



Figura 1.31 - Danni iniziali all'impatto in un laminato composito - vista frontale[23]

Le fessure negli strati superiore ed intermedio sono note come fessure di taglio: hanno un'inclinazione di 45° e sono dovute all'elevata sollecitazione trasversale di taglio, che è correlata alla forza e all'area di contatto [23]. Le fessure nel lato inferiore sono causate da un'elevata tensione di flessione, sono dette cricche di flessione e sono tipicamente verticali [26] A seguito dello sviluppo del danno si possono verificare fenomeni di matrix cracking, delaminazioni, fratture di fibre e possibilmente anche perforazione. Dopo alcune indagini, si è riscontrato che le delaminazioni avvengono sempre tra due strati di fibre diverse e mai tra strati con lo stesso orientamento [27]. Il processo di formazione delle delaminazioni è stato spiegato come segue. Dopo l'impatto, la prima fase di danno è la cesoiatura di una fascia (detto "strip") iniziale nel primo strato; la fascia è parallela alla direzione della fibra e la sua larghezza è uguale al diametro dell'impattatore. La fascia viene successivamente spinta verso il basso dal dispositivo di simulazione e carica il secondo strato, iniziando la separazione interlaminare tra i due strati e causando delaminazioni. Il processo viene quindi ripetuto con la formazione di una nuova fascia nel secondo strato e così via. A causa delle curvature in ogni strato, la tensione nelle direzioni della fibra si tradurrà in "peel forces" che incentivano la delaminazione o forze che tendono a mantenere gli strati insieme. Di conseguenza, le delaminazioni avvengono tra strati di orientamento diverso e sono più probabili nella direzione dello strato inferiore[28] (Fig. 1.32) e la loro forma è generalmente oblunga o "a forma di arachide" ("peanut-shaped" in anglosassone)[29] (Fig. 1.33).



Figura 1.32 - Modello base dei meccanismi di delaminazione per due plies



Figura 1.33 - Modelli di delaminazione in un laminato dopo l'impatto [29]

Ulteriori studi hanno dimostrato che le delaminazioni si verificano a causa di una differente rigidezza flessionale tra i due strati adiacenti e che questo mismatch è proporzionale all'area di delaminazione: maggiore è il mismatch, maggiore è l'area della delaminazione. Inoltre, si è constatato che l'area di delaminazione aumenta con l'aumentare dell'angolo tra gli strati adiacenti [29]. Il matrix cracking può avvenire lungo le direzioni trasversale e normale al piano del laminato composito, causata da tensioni normali e in piano. Alcuni ricercatori hanno presentato osservazioni microscopiche sia di delaminazioni che di transverse matrix cracking. Hanno osservato che il matrix cracking perpendicolare all'interfaccia erano presenti dove non c'era delaminazione nelle vicinanze, mentre quelli che crescevano obliquamente sono stati seguiti da delaminazioni [30]. Altri studi hanno messo in luce la presenza di delaminazioni e di crepe a matrice sia normale che obliqua [28].

Ulteriori studi hanno evidenziato caratteristiche interessanti per le delaminazioni e le crepe di matrice in un laminato [0, 90, 0] [29] (Figg. 1.34 e 1.35).



Figura 1.34 - Modelli di delaminazione per un laminato [0, 90, 0] [29]



Figura 1.35 - Matrix cracks in un laminato [0, 90, 0] [29]

Sulla superficie d'urto del laminato le fessure della matrice sono orientate in direzione delle fibre e possono essere divise in tre zone (b): una zona centrale che coincide con la delaminazione sulla seconda interfaccia (se non è presente delaminazione, la zona centrale scompare (a)) e due zone triangolari delimitate dalle diagonali della piastra. Sulla superficie non impattata, crepe di matrice si sviluppano parallele alle fibre da un bordo della piastra all'altro, eccetto nella zona centrale dove le crepe sono state interrotte nella zona corrispondente alla seconda delaminazione. Nella lamina interna sono state osservate fessurazioni diagonali nell'area corrispondente alla prima delaminazione dell'interfaccia e fessure a 90° in quella della seconda delaminazione all'interfaccia [29].

1.5.2. Effetto dello spessore sullo sviluppo di danni

Tra i molti parametri che entrano in gioco, un fattore importante che influenza lo sviluppo del danno in un composito è lo spessore del laminato. A basse velocità le strutture sottili si piegano, generando sollecitazioni a trazione nello strato più basso e causando crepe nella matrice. Queste crepe si propagano lungo lo spessore della lamina e si fermano all'interfaccia con una lamina di orientamento della fibra differente; qui, le tensioni interlaminari sorgono causando delaminazioni che si sviluppano radialmente lungo la regione intermedia tra i layers. Le fessure della matrice si propagano lungo lo spessore, accoppiato alle dimensioni di delaminazione crescenti, in un percorso di forma conica (b). Il numero e le dimensioni delle delaminazioni dipendono dalla forza d'impatto e dall'area di contatto. A velocità intermedie, i danni derivano da forti sollecitazioni di contatto sulla superficie d'urto e si propagano sugli altri layers (fig. 1.36-a e fig. 1.37). Per i laminati più spessi, i modelli di danno sono simili, ma appaiono in ordine inverso [29].



Figura 1.36 - Sviluppo dei danni in strutture sottili a velocità intermedia/strutture spesse a bassa velocità (a) e viceversa (b)



Figura 1.37 - Dettaglio a seguito danno da impatto

Per quanto riguarda la dimensione del danno, considerata come area di delaminazione proiettata, essa varia in genere linearmente con l'energia cinetica dell'impattatore dopo il raggiungimento di un valore soglia per l'inizio del danno. Per gli impatti a bassa velocità, la forza soglia di inizio del danno è risultata seguire la seguente equazione [29]:

$$P_{in} = ch^{1.5}$$

Dove:

- "c" una costante determinata sperimentalmente
- "h" rappresenta lo spessore del laminato

A parità di energia cinetica iniziale, la dimensione del danno è risultata più grande per i dispositivi d'urto più grandi con bassa velocità rispetto ai dispositivi d'urto più piccoli con velocità più elevata [29].

1.5.3. Effetto proprietà del laminato sullo sviluppo di danni

Diversi studi hanno analizzato l'influenza di varie proprietà dei componenti dei laminati compositi sulla dimensione del danno e le proprietà residue del materiale. È stato trovato che un aumento di deformazione a rottura della matrice provoca proprietà residue migliori, dovuto ad una migliore resistenza di rottura della matrice e di delaminazione. In particolare, si è riscontrato che i laminati con un valore più elevato di G_{IIC} hanno una resistenza residua più elevata. Maggiori deformazioni al guasto delle fibre, con conseguente maggiore assorbimento di energia, portano a una minore rottura delle fibre e a danni secondari alla matrice, oltre che ad una maggiore resistenza residua alla compressione [29]. Dopo un danno da impatto, le proprietà del laminato e il comportamento a fatica vengono alterati e bisogna valutare le proprietà residue del campione danneggiato sottoposto a compressione, tensione, flessione e carico di taglio. A seguito di studi sperimentali è stato scoperto che, in generale, la resistenza alla trazione del laminato rimane inalterata fino a quando la velocità del dispositivo d'urto raggiunge un valore soglia, dopo di che si verifica un rapido calo delle proprietà residue. Con l'aumentare della velocità del dispositivo d'urto, la resistenza alla trazione residua raggiunge un valore asintotico, poiché la dimensione massima del danno viene raggiunta e il campione viene perforato lasciando un foro il cui diametro è indipendente dalla velocità d'impatto. L'intervallo di velocità dipende da parametri legati alla geometria della piastra, del dispositivo di simulazione e dei materiali. Per stimare la resistenza alla trazione residua del laminato, si presume che i danni introducano le stesse riduzioni di resistenza di un foro o di una fessura della stessa dimensione [31]. In conclusione, è possibile affermare che la resistenza residua a trazione dopo l'impatto dipende dall'energia cinetica del dispositivo d'urto e dalle dimensioni del danno e diminuisce dal suo valore iniziale a quello di un laminato con un foro pulito con un diametro uguale a quello del dispositivo d'urto (Fig. 1.38) [29].



Figura 1.38 - Variazione tipica della resistenza a trazione residua con energia cinetica iniziale dell'impattatore

Per quanto riguarda la resistenza a compressione residua, i laminati danneggiati dall'impatto subiscono riduzioni significative dovute principalmente alle instabilità locali. Anche impatti a bassa velocità possono causare delaminazioni, che possono cedere sotto il carico di compressione, causando ulteriori riduzioni della resistenza alla compressione del materiale. I "Buckling modes" di una piastra composita delaminata possono essere globali, locali o misti. È stato inoltre rilevato che, dopo il raggiungimento di un valore soglia della dimensione del danno, un aumento significativo del danno comporta solo diminuzioni relativamente modeste della resistenza residua [29]. La correlazione tra la rigidezza flessionale residua, la resistenza e l'area delaminata è stata studiata da alcuni studiosi. Nonostante la grande dispersione nei dati sperimentali, è stata osservata una tendenza lineare decrescente della resistenza e della rigidezza rispetto alla dimensione del danno. Anche la resistenza al taglio residua rispetto all'area delaminata mostra una relazione lineare decrescente.

1.6. Local IET

Lo scopo di questa trattazione è quello di analizzare criticamente e nel dettaglio i principali meccanismi di danneggiamento precedentemente citati che caratterizzano i materiali compositi. Il tutto sarà eseguito mediante una tecnica innovativa non distruttiva che rientra nella classe dei metodi vibrazionali. Le tecniche non distruttive (NDT) mirano a determinare se una struttura funzionerà in modo affidabile in presenza di difetti. Nel caso dei materiali compositi, la valutazione della severità dei danni non è sempre inequivocabile e mancano ancora strategie per la progettazione tollerante ai danni[32]. La definizione usuale basata sull'estensione dell'area soggetta ai danneggiamenti non è sufficiente per i compositi e gli approcci di valutazione delle proprietà meccaniche residue tipici dei metalli non sono direttamente applicabili[33]. A tal proposito, i metodi vibrazionali sono sempre più adottati per il controllo della qualità della produzione o la valutazione dei danni grazie alle applicazioni di test piuttosto semplici e rapidi. Inoltre, a differenza di altre tecniche questi metodi sono in grado di valutare quantitativamente le proprietà materiali di un componente. Il metodo sperimentale seguito è basato sulla tecnica di eccitazione degli impulsi, nota come "Impulse excitation technique" (IET) un metodo non distruttivo, facile e veloce per la caratterizzazione delle proprietà elastiche e acustiche dei materiali e può essere applicato a molti materiali diversi come anche ceramici o compositi. Il principio è quello di misurare le frequenze di risonanza naturale di un materiale. Queste frequenze sono legate alle proprietà elastiche dinamiche del materiale e alla geometria del campione utilizzato per la caratterizzazione. Queste relazioni sono date sono fornite norma ASTM E1876-01. L'eccitazione delle frequenze di risonanza si ottiene sottoponendo il campione ad un impatto molto breve. Tale tecnica risulta facile da implementare e relativamente economica rispetto ad altri come, ad esempio, la misurazione ad ultrasuoni. Tuttavia, la tecnica IET tiene conto della risposta globale del componente. Pertanto, la presenza di difetti locali può essere nascosta o mediata dal comportamento globale del componente. Recentemente è stata presentata una nuova metodologia sperimentale che consente di valutare in modo non distruttivo le proprietà elastiche locali dei laminati compositi. Tale tecnica è possibile definirla come "Local IET". La validazione della metodologia proposta è stata eseguita su due strutture in fibra di vetro danneggiati da impatto [34]. Questa trattazione permetterà dunque di analizzare la sensibilità della tecnica proposta investigando diverse tipologie di danneggiamento. Questa campagna sperimentale sarà supportata da opportune simulazioni numeriche che verranno svolte sfruttando il software commerciale LS-Dyna®, basato sul metodo agli elementi finiti.

Nei prossimi capitoli si andranno dapprima a discutere i materiali (Capitolo 2) oggetti di analisi con opportuna distinzione tra le tipologie investigate sperimentalmente con relativa descrizione delle tecniche di realizzazione dei laminati compositi e dei difetti e quelle esclusivamente mediante simulazioni numeriche. In seguito (Capitolo 3) si focalizzerà l'attenzione sui metodi utilizzati distinguendo ancora tra campagna sperimentale e numerica. Infine, verranno messi in risalto i risultati ottenuti durante questo lavoro di tesi (Capitolo 4) procedendo con una comparazione diretta tra valori sperimentali e numerici (ad eccezione dei fenomeni analizzati esclusivamente al numerico) e trarne le conseguenti conclusioni (Capitolo 5).

2. Materiali

2.1. Fibra di Carbonio

Le fibre di carbonio furono scoperte per la prima volta da Thomas Edison verso la fine del diciannovesimo secolo. Costui notò che il rayon poteva essere convertito in materiale carbonioso filamentoso attraverso l'uso di lampade a incandescenza. A seguito di questa scoperta le fibre di carbonio furono utilizzate per la prima volta dalla Union Carbide Corportation (UCC) a scopo commerciale all'inizio degli anni Sessanta del millenovecento. Per fibra di carbonio si intende un polimero di atomi di carbonio strutturato in forma grafitica con un diametro compreso tra 5 e 15 µm. Queste fibre, pur presentando un'ottima resistenza, specialmente nella direzione di orientamento dei filamenti, presentano un modulo di elasticità piuttosto basso. La struttura grafitica è la caratteristica fondamentale di queste fibre e la principale ragione del loro utilizzo nello sviluppo dei materiali compositi. La struttura cristallina della grafite conferisce alle fibre di carbonio particolari proprietà meccaniche e nonostante i cristalli tendano di per sé ad avere un comportamento anisotropo, è possibile orientare la struttura cristallina nella direzione voluta attraverso le svariate tecniche di lavorazione sviluppate negli anni[35].

2.1.1. Materie prime e processo produttivo delle fibre di carbonio

Si può affermare che le fibre di carbonio hanno dato vita all'era dei materiali compositi negli ambiti militare o aeronautico ed in seguito anche per prodotti dell'industria automobilistica e per il tempo libero. Esse rappresentano il punto di separazione tra le fibre organiche e le fibre inorganiche in quanto generate dalla degradazione controllata di fibre organiche o da peci organiche con trattamento termico detto di pirolisi controllata[1]. Le materie prime utilizzate per la produzione delle fibre di carbonio sono essenzialmente due: la fibra di poliacrilonitrile, PAN; ottenuta dalla polimerizzazione dell'acrilonitrile, e la pece, anche detto pitch, un residuo ottenuto dalla distillazione del catrame o del petrolio. La generazione di queste fibre avviene all'interno di una camera detta di pirolisi, ovvero un ambiente in cui le condizioni di temperatura e pressione sono accuratamente verificate ed in cui le fibre sono costantemente mantenute in tensione adeguata a permettere alle molecole di assumere una configurazione spaziale opportuna. In seguito a questo processo le fibre organiche presentano, rispetto al loro stato originario, una densità sensibilmente ridotta ed acquistano una eccellente resistenza alla trazione (notevolmente superiore a quella delle fibre di vetro)[2].



Figura 2.1 - Fibra di carbonio al microscopio

2.1.2. Classificazione

Le fibre di carbonio, oltre a poter essere classificate in base al processo produttivo come già accennato, si possono suddividere in base alle caratteristiche meccaniche[35]:

- Standard Modulus (SM): è caratterizzato da un modulo elastico E< 250 GPa, anche detto High Strength (HS);
- Intermediate Modulus (IM): modulo elastico E< 320 GPa;
- High Modulus (HM): modulo elastico E>440 GPa;
- Ultra High Modulus (UHM): modulo elastico E>440 GPa.

		Carbonio ad alta resistenza (HS)	Carbonio ad alto modulo (HM)	Carbonio ad altissimo modulo (UHM)
densità	kg/m ³	1800	1850	2100
modulo elastico E	GPa	230	400	700
resistenza meccanica a trazione	MPa	5000	3000	1500
deformazione a rottura	%	2.0	0.9	0.3
resistenza specifica	MPa/kg	2.78	1.62	0.71

Figura 2.2 - Proprietà meccaniche carbonio

È possibile fare una sintesi sulle caratteristiche salienti della fibra di carbonio:

- Ottima resistenza a trazione e buona resistenza a compressione
- Bassa densità
- Bassa resistenza all'impatto
- Elevato modulo di elasticità e basso allungamento a rottura
- Ottima resistenza alle alte temperature
- Coefficiente di dilatazione termica molto basso
- Buona conducibilità termica ed elettrica

2.2. Fibre di vetro

La produzione industriale delle fibre di vetro ebbe inizio negli anni Trenta per realizzare isolanti elettrici fondendo elementi dalla differente natura quali: ossido di calcio, ossido di silicio, ossido di magnesio, ossido di alluminio e ossido di boro[1]. Il primo tipo di vetro prodotto fu il vetro E, noto essenzialmente per applicazioni elettriche. La materia prima ottenuta dalla fusione dei vari elementi in gioco alla temperatura di 1550°C, viene fatta raffreddare fino a 1250°C, successivamente viene introdotta e lavorata attraverso una filiera, all'uscita della quale viene bruscamente raffreddata generando un filamento continuo, sottile e molto resistente, di lunghezza variabile. Per la trafilatura in generale si usano biglie di vetro di diametro dell'ordine del pollice che vengono fuse elettricamente e fatte passare ad un setaccio con centinaia di orifizi. La quantità di vetro sopra gli orifizi, la viscosità del fuso, il numero e la grandezza degli orifizi e la velocità con cui i fili vengono trafilati influiscono sul diametro dei filamenti prodotti. Appena tolto il setaccio viene applicato ad ogni filamento un composto chimico chiamato "sizing" avente tre funzioni: lubrificare, proteggere il filamento dall'abrasione ed ottimizzare l'interfaccia con la matrice. Dopo questa operazione i filamenti vengono uniti in un fascio detto" strand" che a sua volta viene fatto passare in un avvolgitore formandone una bobina. Al termine di questa operazione viene posto in un forno per rimuovere il solvente o l'acqua associata con l'applicazione del "sizing"[1].



Figura 2.3 - Fibra di vetro al microscopio

È possibile trafilare molti tipi di vetro di varie composizioni in filamenti continui, con caratteristiche e proprietà differenti (diversa resistenza meccanica, diverso comportamento elettrico ecc.) che vengono contraddistinte da una lettera. Si hanno così sul mercato sette tipologie di vetro:

- A-Glass: ottima resistenza agli acidi ma elevata sensibilità all'umidità;
- C-Glass: Ottima resistenza agli agenti chimici;
- D-Glass: modeste proprietà elettriche, buona permeabilità alle onde elettromagnetiche e bassa densità;
- E-Glass: buone proprietà fisico-chimiche, densità più elevata rispetto alla media, economicamente vantaggioso;
- L-Glass: buone capacità di impermeabilità alle radiazioni infrarosse grazie al contenuto di piombo;
- R-Glass: ottima resistenza meccanica, ottimo comportamento a fatica, discreta resistenza alle alte temperature (fino a 500°C);
- S-Glass: Molto simile alle fibre di tipo R ma con alta resistenza a trazione, modulo di elasticità superiore ed un costo più elevato rispetto a tutti gli altri. Largamente utilizzato per applicazioni aerospaziali dove sono richiesti alti rapporti resistenza-peso e buone caratteristiche a temperature elevate, oltre che un alto limite di fatica.

2.2.1. Caratteristiche e forme

Le caratteristiche generali delle fibre di vetro comuni a tutte le tipologie si possono sintetizzare nelle seguenti:

- Buona resistenza meccanica;
- Buon comportamento a fatica;
- Basso modulo elastico;
- Discreta resistenza al calore;
- Elevata resistenza alla corrosione;
- Ottime proprietà di isolamento termico ed elettrico;
- Limitata resistenza all'umidità.

Le forme più comuni in cui si possono trovare i filamenti di vetro sono i seguenti:

- Rovings: è un gruppo di strand paralleli uniti in un gomitolo o avvolti su un tubo cilindrico, usati per prodotti a filamento avvolto come gli involucri motore di razzi e serbatoi.
- Yarns: più semplice yarn è un unico strand di fibre di vetro, chiamato comunemente single yarn, yarns più pesanti sono formati da più strands torti ed uniti a trefolo; vi sono yarns torti ad S e yarns torti a Z. L'operazione di costruzione del trefolo permette di evitare la formazione di attorcigliamento degli yarns poiché singoli yarns a S vengono uniti con yarns a Z per formare uno yarn bilanciato. Le operazioni di costruzione degli yarns e deii trefoli variano la resistenza, il diametro e la flessibilità degli stessi e sono tappe importanti nella produzione e diversificazione di una varietà notevole di prodotti.
- Tessuti di rovings: sono tessuti a maglie larghe che presentano caratteristiche meccaniche inferiori
- Paglie e lane: vengono realizzate tramite disposizione casuale di trefoli continui o discontinui
- Tessuti: possono essere realizzati con intrecci diversi a seconda delle necessità di flessibilità e consistenza richieste oppure si possono realizzare andando a sovrapporre ed unire insieme due strati di fibre unidirezionali con disposizione a 0° o 90° (cross ply) oppure a $\pm 45^{\circ}$ (bias ply).
- Nastri: vengono opportunamente realizzati secondo le operazioni di tessitura



Figura 2.4 - Tipica fibra di vetro industriale

Le fibre di vetro rappresentano i rinforzi più noti ed utilizzati nei materiali compositi a matrice polimerica in quanto:

- hanno un vantaggioso rapporto prestazione/costo (il più alto rispetto a quello di altre fibre utilizzabili nella realizzazione di compositi);
- facilità di produzione delle fibre ed alla compatibilità con molti tipi di matrici.

2.3. Materiali investigati sperimentalmente

Dopo aver fatto un breve excursus sui principali rinforzi utilizzati nei settori industriali per la costituzione dei materiali compositi, si andrà adesso a mettere in risalto i materiali oggetti di questa trattazione ponendo particolare attenzione sui difetti introdotti durante la campagna sperimentale.

2.3.1. Proprietà della matrice

La costruzione delle piastre in materiale composito, sia quelle rinforzate in fibra di vetro che in fibra di carbonio, è stata eseguita sfruttando il processo di infusione sottovuoto, citata nel primo capitolo. Le strutture realizzate presentano in comune la stessa matrice, ovvero la IN2, una resina epossidica per infusione standard. Questa resina epossidica ad alte prestazioni è stata specificamente formulata per l'uso nella produzione di compositi per infusione di resina. Come proprietà peculiari presenta una bassissima viscosità assicurando che è in grado di infondere rapidamente attraverso una vasta gamma di rinforzi. La sua eccellente resistenza meccanica lo rende ideale anche per l'uso con rinforzi ad alte prestazioni come fibra di carbonio ed il kevlar [36]. Il rapporto resina/indurente per questa tipologia di matrice è pari a 100:30.

Max service Temperature [°C]	73
Hardness	86
Flexibility	Hard/Rigid
Tensile Strength [MPa]	63.5 - 73.5
Flexural Strength [MPa]	112 – 124
Flexural Modulus [GPa]	3.15 - 3.55
Elongation at break [%]	6 – 8
Chemistry/Material	Epoxy
Viscosity	325
UV Resistance	Very good
Brand	Easy Composites

Tabella 2.1 - Proprietà della resina epossidica

2.3.2. Proprietà dei laminati in composito

Durante la campagna sperimentale si è avuta l'opportunità di avere a disposizione due diverse tipologie di rinforzi: il tessuto in fibra di vetro ed in fibra di carbonio che come accennato precedentemente sono stati sfruttati per ottenere dei laminati in materiale composito in combinazione con la matrice epossidica. Il tessuto in fibra di vetro è caratterizzato da una spiccata ortotropia, ovvero rientra nella classe di materiali anisotropici che presenta tre piani reciprocamente ortogonali tra loro. Il rinforzo in fibra di carbonio invece si presenta come un tessuto unidirezionale, ovvero è composto da fibre orientate in un unico verso, e quindi lavorano in una sola direzione. Solitamente vengono applicati nella stessa direzione degli sforzi al fine di ottenere una resistenza determinata dalla metà del tessuto normalmente utilizzato, riducendo quindi il peso totale. Le proprietà meccaniche delle strutture finali sono state estrapolate mediante dei test sperimentali pregressi effettuati mediante Impulse Excitation Technique su dei specifici provini di dimensioni pari a 100 x 20 mm seguendo la normativa ASTM E1876-15. Nelle tabelle 2.2 e 2.3 vengono riportate, rispettivamente, le proprietà meccaniche che caratterizzano i laminati in composito rinforzati con fibra di vetro e fibra di carbonio

E11 [GPa]	19.2
E22 [GPa]	18.8
Poisson ratio	0.17
ρ [kg/m³]	1660

Tabella 2.2 -	Proprietà	laminato	in fibra	di vetro
---------------	-----------	----------	----------	----------

E11 [GPa]	130
E22 [GPa]	7
Poisson ratio	0.07
ρ [kg/m³]	1600

Tabella 2.3 - Proprietà laminato in fibra di carbonio

2.3.3. Preparazione delle strutture in composito

Il primo step per effettuare il processo di infusione sottovuoto è stato il posizionamento su una lastra di vetro del tape coerentemente con le dimensioni della piastra finale voluta. Successivamente si è ricoperta la zona interessata con della cera distaccante così da favorire il distacco della struttura in composito dal vetro una volta terminata la fase di polimerizzazione.



Figura 2.5 - Posizionamento tape ed applicazione della cera distaccante

Dopo aver fatto trascorrere il tempo necessario per far seccare la cera distaccante, si può procedere con la disposizione dei layers ponendo particolare attenzione sulla disposizione di questi ultimi, a seconda della sequenza di impilamento desiderato. Sono state realizzate molteplici piastre in composito, sia in fibra di vetro che fibra di carbonio. In particolare, oltre a realizzare le piastre di riferimento, prive di danneggiamento, è durante questa fase che si sono iniziate a caratterizzare le piastre in base alla tipologia di danneggiamento che si è desiderato instaurare nelle piastre. Possiamo andare a classificare le seguenti tipologie:

- Piastre prive di danneggiamento: in questo caso i layers sono state disposti secondo ordine di impilamento prestabilito, senza alcuna operazione manuale particolare (Fig. 2.6-a).
- Piastre con presenza di fessure: come nel caso precedente si è pensato di non procedere con nessuna operazione manuale in

questa fase del processo. A seguito della fase di cura della piastra si sono effettuate le fessure con tagli a getto d'acqua sfruttando la macchina waterjet.

- Piastre con presenza di cricche: per questa tipologia di danneggiamento si è pensato a disporre dapprima i layers secondo la sequenza di impilamento corretta per poi eseguire dei tagli manuali di diverse dimensioni prestabilite su tutti i layers posizionati.
- Piastre con presenza di delaminazioni: questa tipologia presenta sicuramente una tecnica di realizzazione più interessante rispetto alle precedenti. Infatti, si è pensato di disporre sui layers intermedi del laminato della cera in modo da generare una zona preferenziale. Successivamente, sfruttando sempre la macchina waterjet con parametri di processo personalizzati, si è riuscito a creare una area delaminata che si è estesa lungo la posizione preferenziale in cui si era predisposta la cera (Fig. 2.6-c).



(c)

Figura 2.6 - Disposizione dei layers: Carbon fiber (a), Glass fiber (b), Glass fiber per delaminazione (c)

In seguito al posizionamento dei layers, segue il posizionamento del peel ply e della rete drenante. Per garantire il corretto posizionamento complessivo, il sistema viene fissato con del classico nastro adesivo. Successivamente è stata inserita una spirale drenante, lungo la quale scorrerà la resina epossidica, con una valvola in entrata e una valvola in uscita. Completato questo step si va ad isolare il tutto facendo aderire il bag in nylon al tape precedentemente posizionato. Una volta posizionato il bag si sono effettuate due differenti incisioni, rispettivamente sulla valvola di ingresso e di uscita grazie ai quali verranno inseriti due tubi; il tubo in ingresso permetterà l'infusione della resina mentre quello di uscita viene collegato ad una pompa per effettuare il vuoto. Segue quindi dapprima la fase di creazione del vuoto grazie ad una pompa. Verificato che non ci fossero perdite nel sistema, si può procedere alla fase conclusiva di infusione della resina epossidica opportunamente sottoposta ad una precedente fase di degassaggio.



Figura 2.7 - Creazione del vuoto

Terminata la fase di solidificazione, risulta necessario applicare ad ogni piastra un processo di cura in forno per poter ottenere una corretta polimerizzazione delle strutture in composito.

2.4. Materiali investigati numericamente

I materiali oggetto di investigazione sperimentale sono stati utilizzati anche durante la simulazione numerica nella costruzione delle strutture in materiale composito permettendo quindi di avere una reale comparazione tra i risultati ottenuti attraverso la campagna sperimentale con quelli ottenuti mediante simulazione agli elementi finiti mediante il software commerciale LS-Dyna®.

Tuttavia, oltre ad i meccanismi di danneggiamento citati nel precedente paragrafo, durante le simulazioni numeriche si è optato anche alla valutazione del fenomeno di transverse matrix cracking. È stato possibile sviluppare questa investigazione esclusivamente in campo numerico poiché non si aveva a disposizione un tessuto in fibra di vetro unidirezionale, elemento chiave per poter sviluppare al meglio tale analisi. Le proprietà del materiale, ovvero materiale composito in fibra di vetro unidirezion con matrice epossidica, sono state fornite dal lavoro svolto da R. Joffe, R. krasnikovs e J. Varna[37] e sono riportati in tabella 2.4.

E1 [GPa]	44.73
E2 [GPa]	12.76
V_{12}	0.297
\mathcal{V}_{23}	0.420
G12 [GPa]	5.80
G23 [GPa]	4.49
α ₁ [°C ⁻¹]	8.6 x 10 ⁻⁶
$\alpha_2 [^{o}C^{-1}]$	22.1 X 10 ⁻⁶

Tabella 2.4 - Proprietà del laminato in fibra di vetro UD

3. Metodi

In questo capitolo si andranno a mettere in risalto i metodi utilizzati per affrontare i test sperimentali e numerici dei principali meccanismi di danneggiamento che caratterizzano le strutture in composito. Grazie al continuo miglioramento computazionale dei software di simulazione numerica si è in prima battuta generato il modello da simulare, andando a ridurre così al minimo gli eventuali costi e tempi che si possono riscontrare durante la fase di produzione dei laminati con possibili errori "non visibili" senza l'ausilio dei calcolatori disponibili nell'attualità in cui viviamo. Come è stato possibile intuire giunti a questo punto, in questo lavoro di tesi non ci si è soffermati solamente alle analisi numeriche delle strutture in composito con diverse tipologie di danneggiamento. Infatti, si è ritenuto opportuno comparare i risultati ottenuti dalle simulazioni numeriche con dei modelli sperimentali opportunamente costruiti ed analizzati mediante una tecnica non distruttiva innovativa che si presta bene alla valutazione delle proprietà elastiche residue dei laminati danneggiati. Si andrà dapprima a discutere dai metodi sperimentali per poi introdurre in seconda battuta anche i metodi numerici.

3.1. Analisi sperimentale mediante "Local IET"

La tecnica con la quale si è analizzata la severità delle diverse tipologie di meccanismi di danneggiamento presenti nelle strutture in composito si basa sulla tecnica di eccitazione degli impulsi, nota come "Impulse excitation technique" (IET) che rientra nella classe dei metodi vibrazionali. Grazie alle applicazioni di test piuttosto semplici e rapidi, i metodi vibrazionali sono sempre più adottati per il controllo della qualità della produzione o la valutazione dei danni[32]. Inoltre, a differenza di altre tecniche questi metodi sono in grado di valutare quantitativamente le proprietà materiali di un componente. Tuttavia, la tecnica IET tiene conto della risposta globale del componente. Pertanto, la presenza di difetti locali può essere nascosta o mediata dal comportamento globale del componente. Recentemente è stata presentata una nuova metodologia

sperimentale che consente di valutare in modo non distruttivo le proprietà elastiche locali dei laminati compositi[38]. La metodologia mira a:

- Isolare una regione del componente attraverso una specifica strumentazione che bloccherà le estremità della regione senza danneggiare il materiale;
- Adottare la tecnica IET per misurare la prima frequenza di risonanza della regione trattenuta;
- Sfruttare l'anisotropia del materiale per ottenere diverse misure della prima frequenza di risonanza, in particolare variando l'orientamento relativo tra il sistema di serraggio e il materiale;
- Valutare le proprietà elastiche della regione studiata dalle frequenze di risonanza misurate attraverso un processo di ottimizzazione

Tale tecnica è possibile definirla come "Local IET". La validazione della metodologia è stata eseguita su due strutture in fibra di vetro danneggiati da impatto. Le proprietà del materiale della zona danneggiata determinata attraverso la tecnica proposta sono state confrontate con i risultati delle prove di trazione eseguite su campioni tagliati dalle piastre impattate[33].

3.1.1.Test sperimentali

Volendo entrare adesso nel dettaglio dei testi sperimentali effettuati sulle piastre in composito, seguirà adesso una descrizione della strumentazione necessaria e degli step fondamentali per sviluppare le investigazioni sperimentali. La tecnica consiste nell'inviare un impulso meccanico e misurare quindi l'onda di uscita. In questa trattazione si è pensato di valutare localmente le proprietà residue delle strutture in composito. Ciò risulta possibile andando a limitare le vibrazioni meccaniche a una sottoregione della struttura, ovvero riuscire ad ancorare una zona ristretta della piastra in maniera non distruttiva mediante un sistema che permette di creare il vuoto e valutare le proprietà locali relative alla zona sotto esame. A tal proposito, si sono utilizzati opportuni dispositivi in polietilene (PET) ottenuto mediante stampa 3D [34]. Essi presentano una forma scatolata ed il vuoto è realizzato nella camera sottile compresa tra le guarnizioni esterne e interne per mezzo di una pompa. Viene inoltre adottata una valvola di intercettazione per facilitare l'ingresso dell'aria una volta eseguita la misurazione. La regione in esame è quindi limitata dal sigillo interno, che ha forma quadrata di dimensione variabile, in particolare 50 mm, 75 mm e 100 mm. Nelle figure seguenti vengono mostrati tutta la strumentazione necessaria per eseguire le prove sperimentali.



Figura 3.1 - Sistema di ancoraggio: dettagli e dimensioni [32]



Figura 3.2 - Strumentazione completa per test sperimentale [32]

Vale la pena notare che la presenza delle guarnizioni influenza la rigidità agli estremi della zona locale sotto esame e, a sua volta, la frequenza di risonanza risultante, che sarà più piccola della risonanza di un sistema completamente ancorato. Tuttavia, per le indagini locali, è necessario che la risposta vibrazionale sia per lo più correlata alla regione ispezionata, con un'influenza pressoché limitata del materiale circostante escluso. Per poter svolgere dunque questi test sperimentali si sfrutta un impattatore per eccitare la piastra e le vibrazioni meccaniche risultanti vengono misurate attraverso un microfono. Il sistema di acquisizione (National Instruments NI USB-6210) riceve il segnale e per mezzo di un software che fa da analizzatore (Buzz-o-sonic) fornisce la frequenza di risonanza fondamentale attraverso una trasformata di Fourier del segnale con una risoluzione che risulta inferiore a 1 Hz.

Al fine di poter comparare in modo ottimale i risultati sperimentali con quelli numerici, si è pensato di assumere le risposte in termini di frequenza di risonanza risultante su diverse posizioni della piastra rispetto all'effettiva posizione del danno. Nelle figure 3.3 e 3.4 ne viene mostrato un esempio dei laminati compositi in fibra di vetro soggetti alla presenza di fessure ed al fenomeno della delaminazione.



Figura 3.3 - Disposizione piastra soggetta a delaminazione su sistema di ancoraggio



Figura 3.4 - Disposizione piastra soggetta a fessure su sistema di ancoraggio
Per ognuna delle tipologie di danneggiamento analizzate si sono assunte dieci diverse posizioni del danno rispetto alla sottoregione in esame. Nella tabella seguente sono riportate le posizioni dei danneggiamenti rispetto i tre dispositivi. Tutti i risultati ottenuti, in analogia al caso numerico, vengono comparati con i corrispettivi modelli di riferimento che non presentano danni.



Figura 3.5 - Dettaglio sistema vacuum ed ordine di campionamento

	100 x 100 mm	75 x 75 mm	50 x 50 mm
X1 [mm]	5	7	0
X2 [mm]	15	14	5
X3 [mm]	25	21	10
X4 [mm]	35	28	15
X5 [mm]	45	35	20
X6 [mm]	55	42	25
X7 [mm]	65	49	30
X8 [mm]	75	56	35
X9 [mm]	85	63	40
X10 [mm]	95	70	45

Tabella 3.1 - Mappatura di frequenza

3.2. Analisi numerica mediante il metodo agli elementi finiti

Per lo studio di strutture meccaniche complesse vengono utilizzati metodi numerici i quali, anche se in molti casi approssimati, permettono un approccio di calcolo unificato. Per questa trattazione è stato scelto il metodo agli elementi finiti, una tecnica di simulazione all'avanguardia applicabile a molti settori dell'ingegneria il quale possiede i seguenti vantaggi:

- Analizzare casi molto complessi e confrontare un elevato numero di soluzioni alternative;
- Automatizzare il calcolo delle strutture affrontando in maniera universale e automatica strutture molto diverse fra loro. In pratica è possibile studiare un problema con un grado di libertà o con diversi gradi di libertà esattamente con la stessa semplicità.
- consente di descrivere un sistema reale in maniera accurata e affidabile, al fine di poter ricavare in tempi rapidi le grandezze fisiche di interesse.

Il vantaggio di integrare l'analisi FEM nel proprio metodo di design sta nella possibilità di studiare fenomeni fisici complessi che altrimenti potrebbero essere affrontati sono con un approccio sperimentale, molto più costoso. Tale analisi permette di individuare eventuali problematiche prima ancora che il prototipo venga realizzato, e consente quindi di rivederne il design in maniera rapida ed economica. Sfruttando una griglia geometrica, definita mesh, il metodo FEM suddivide il modello in esame in tanti piccoli elementi (generalmente cubetti elementari) di semplice calcolo. La soluzione finale viene ottenuta sommando tutte le soluzioni parziali calcolate per ogni elemento. In una simulazione per via numerica è necessario passare da un numero infinito di gradi di libertà ad un numero finito (situazione propria della griglia). La discretizzazione, nello spazio o nel tempo, ha lo scopo di ottenere un modello discreto caratterizzato da un numero finito di gradi di libertà.



Figura 3.6 - Passaggio da corpo continuo a corpo discreto

Si definisce quindi il modello di spostamento individualmente per ognuno dei singoli elementi sulla base di pochi punti, detti nodi, appartenenti all'elemento stesso, come è espresso dalla relazione:

$$\{U\} = [\psi]\{s\}$$

Dove:

- {U} rappresenta il vettore delle funzioni incognite di spostamento dei punti dell'elemento
- $[\psi]$ è la matrice delle funzioni interpolanti o di forma
- {s} è, infine, il vettore degli spostamenti nodali

Dunque, moltiplicando gli spostamenti nei punti nodali per la matrice delle funzioni interpolanti o funzioni di forma si ottiene la distribuzione degli spostamenti dell'elemento. Su tale base, quindi, viene definito il comportamento di ogni singolo elemento, mentre quello dell'intera struttura viene poi ricostruito assemblando gli elementi di cui essa è Inevitabili risultano composta. essere gli errori dovuti alle approssimazioni fatte per discretizzare il modello. Viene inserito un errore (conosciuto anche come "residuo") dato dalla discordanza con la soluzione esatta del modello matematico. Questo errore può essere valutato opportunamente se esiste un modello matematico adeguato all'intera struttura ed in assenza di errori numerici di calcolo, ciò può essere considerato vero utilizzando calcolatori elettronici. In guesta trattazione si sfrutta un software FEM per effettuare l'analisi modale che si conferma essere uno strumento efficiente per la descrizione, la comprensione e la

riduzione a modello del comportamento strutturale, affermandosi come un mezzo eccellente per acquisire una solida conoscenza della dinamica delle strutture. È possibile sintetizzare l'analisi modale in tre distinte fasi:

- Fase di pre-processing: rappresenta la fase di realizzazione il modello;
- Fase di Solution: si effettua il calcolo modale del sistema;
- Fase di post-processing: Visione ed analisi critica dei risultati.

Per effettuare le simulazioni numeriche si è utilizzato il software commerciale LS-DYNA®, uno dei solutori più comuni in tale ambito. Le sue origini e le sue competenze fondamentali risiedono nell'analisi dinamica/transiente degli elementi finiti altamente non lineari che utilizzano l'integrazione temporale esplicita. LS-DYNA è utilizzato dalle industrie automotive, aerospaziale, edilizia e ingegneria civile, militare, manifatturiera e bioingegneria prestandosi molto bene nelle analisi specifiche sui materiali compositi.

Nei prossimi paragrafi verrà messo in risalto la fase di costruzione del modello, facendo distinzione tra i vari modelli che hanno permesso di simulare i meccanismi di danneggiamento tipici delle strutture in composito.

3.2.1. Fase di preprocessing – strutture in fibra di vetro

Nello studio agli elementi finiti di strutture in composito rinforzate con fibra di vetro (GFRP) si sono analizzati diverse tipologie di meccanismi di danneggiamento, tra i quali:

- Strutture in composito con presenza di fessure;
- Strutture in composito soggette a delaminazione;
- Strutture in composito soggette al transverse matrix cracking

Per ognuna di queste tipologie di danno sono stati dapprima costituiti i modelli ideali, ovvero i modelli in assenza di difetti, ed è stata effettuata l'analisi modale. Ciò ha permesso in un secondo momento di poter comparare i risultati delle strutture danneggiate con quelle di riferimento in termini di frequenza.

La fase di pre-processing rappresenta la fase cruciale in cui si va a costruire il modello desiderato effettuando quindi la discretizzazione del modello, ponendo particolare attenzione all'applicazione di tutte le condizioni ed i parametri idonei atti a simulare in maniera coerente la realtà. La prima strutture in composito che si è studiata è un laminato composito con matrice epossidica e rinforzato con tessuto in fibra di vetro, composto da otto layers con orientamento [0]₈, ognuno dei quali presenta uno spessore di 0.15 mm. La fase di pre-processing è possibile suddividerla in diversi step consecutivi:

- Discretizzazione del modello;
- Applicazioni delle condizioni al contorno;
- Assegnazione del materiale;
- Impostazione dei parametri di controllo.

Discretizzazione del modello

La discretizzazione del modello costituisce lo step iniziale della fase di preprocessing. Per questa trattazione in particolare si è pensato di costruire tre modelli di dimensioni differenti di forma quadrata sfruttando gli elementi a guscio, più comunemente conosciuti come "shell":

- 100 x 100 mm;
- 75 x 75 mm;
- 50 x 50 mm

Le dimensioni di questi modelli non sono casuali ma sono state scelte in modo tale da poter effettuare una coerente comparazione con le analisi sperimentali mediante tecnica di "Local IET" (Impulse Excitation Technique) che si andranno ad analizzare nel prossimo capitolo. Ognuno di questi modelli è stato discretizzato con una griglia geometrica, definita mesh, con una dimensione di ogni singolo elemento ("element size") pari a 1 mm sia lungo l'asse x che l'asse y. In Figura ne è riportato un esempio del caso studio 100 x 100 mm.



Figura 3.7 - Geometry discretization case study 100 x 100 mm

Per poter simulare in maniera coerente una struttura composita si è definita il modello con la funzione "PART_COMPOSITE"; questo input fornisce un metodo semplificato per definire un modello di materiale composito per gli elementi shell, potendo così definire il corretto spessore ed orientamento per ognuno degli otto layers.

	*PART_COMPOSITE_(TITLE) (1)									
TITLE										
shell										
PID	ELFC	<u>DRM</u>	SHRF	NLOC	MAREA	HGID 🔍	ADPOPT	<u>THSHEL</u>		
1	16	~	0.0	0.0	0.0	0	0 ~	0 ~		
Repeat	ted Data by	Button a	and List							
MID1	• <u>THI</u>	<u>CK1</u>	<u>B1</u>	TMID1	MID2 •	THICK2	<u>B2</u>	<u>FMID2</u>		
1	0.15	;	0.0	0	1	0.15	0.0	0		
1	1 0.15 0.0	0	1 0.15 0.0	0			Data Pt. 1			
2	1 0.15 0.0	0	10.15 0.0	0						
3	1 0.15 0.0	0	1 0.15 0.0	0			Replace	Insert		
4	10.15 0.0	0	10.15 0.0	0			Delete	Help		

Figura 3.8 - Definizione modello composito

Applicazione delle condizioni al contorno

Una volta completata la costruzione del modello con le dimensioni geometriche desiderate, segue lo step di dover applicare in maniera corretta le condizioni di carico e di vincolo al modello costruito. In questo studio, per poter effettuare coerentemente la simulazione di una analisi modale, risulta necessario applicare dei vincoli di incastro ai nodi esterni del modello per poter coì rimuovere tutti i gradi di libertà mediante specifiche funzioni, ovvero i tre gradi di libertà traslazionali ed i restanti tre gradi di libertà rotazionali. In figura 3.9 viene illustrato il risultato finale.



<u>ID</u>	TITLE							
1	fixed nod	es						
NSID •	CID •	DOFX	DOFY	DOFZ	DOFRX	DOFRY	DOFRZ	
1	0	1	~ 1	~ 1	~ 1	~ 1	~ 1	\sim

Figura 3.9 – Applicazione condizioni al contorno: modello di riferimento

Assegnazione del materiale

Conclusa la fase di applicazione delle condizioni al contorno si passa allo step successivo, ovvero all'assegnare il materiale al nostro modello così da poter caratterizzare il modello con le sue proprietà meccaniche quali densità, modulo di Young, modulo di taglio, ecc.

Sfruttando la libreria del software LS-PrePost®, si è scelto il modello di materiale "MAT58_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC". Questa scelta si adatta bene per modellare materiali compositi con orientamento dei layers unidirezionali, laminati e tessuti. Le proprietà del materiale, ovvero materiale composito in fibra di vetro rinforzato con matrice epossidica, sono state ottenute mediante test sperimentali.

			*M	IAT_LAMINATE	ED_COMPOSIT	E_FABRIC_(TIT	'LE) (058) (1)
	TITLE							
	lam_comp							
1	MID	<u>R0</u>	<u>EA</u>	<u>EB</u>	<u>(EC)</u>	PRBA	TAU1	GAMMA1
	þ	1.660e-09	1.920e+04	1.880e+04	0.0	0.1700000	0.0	0.0
2	GAB	<u>GBC</u>	<u>GCA</u>	SLIMT1	SLIMC1	SLIMT2	SLIMC2	SLIMS
	3500.0000	3500.0000	3500.0000	0.8000000	0.3000000	0.8000000	0.3000000	0.8000000
3	AOPT •	TSIZE	ERODS	<u>SOFT</u>	<u>FS</u>	EPSE	EPSR	TSMD
	2.0000000	0.0	0.5000000	0.0	1.0 ~	0.0	0.0	0.9000000
4	XP	YP	<u>ZP</u>	<u>A1</u>	<u>A2</u>	<u>A3</u>	PRCA	PRCB
	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000	0.0	0.0	0.0
5	<u>V1</u>	<u>V2</u>	<u>V3</u>	<u>D1</u>	<u>D2</u>	<u>D3</u>	<u>BETA</u>	LCDFAIL •
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0
6	<u>E11C</u>	<u>E11T</u>	E22C	<u>E22T</u>	GMS			
	0.0075000	0.0095000	0.0075000	0.0095000	0.0296000]		
7	XC	XT	YC	ΥT	<u>SC</u>			
	520.00000	800.00000	520.00000	800.00000	84.000000			

Figura 3.10 – Proprietà meccaniche materiale composito in fibra di vetro

Impostazione dei parametri di controllo

In questo step finale si va a definire la tipologia di analisi che si desidera simulare. In particolare, si è deciso di effettuare un'analisi implicita, sicuramente più onerosa da un punto di vista computazionale rispetto ad una analisi esplicita ma garantisce una migliore accuratezza. I parametri di controllo che sono stati sfruttati sono i seguenti:

- IMPLICIT_DYNAMICS: Ha il compito di attivare l'analisi dinamica implicita e definire le costanti di integrazione temporale L'opzione DYN consente di impostare controlli specifici per la fase di rilassamento dinamico. L'opzione SPR consente il controllo dell'impostazione specifico per la fase di ritorno elastico.
- IMPLICIT_EIGENVALUE: Attiva l'analisi implicita degli autovalori e definisce gli input dei parametri correlati. I metodi disponibili sono "Block Shift" e "Invert Lanczos", "ARPACK" per il problema dell'autovalore non simmetrico, "MCMS" per i problemi che richiedono il calcolo di migliaia di automodi, "LOBPCG" per problemi che richiedono un piccolo numero di automodi.
- IMPLICIT_GENERAL: ha lo scopo di attivare l'analisi implicita e definire i parametri di controllo associati. Questa keyword è necessaria per tutte le analisi implicite.
- IMPLICIT_SOLUTION: si utilizza questa scheda per specificare se si desidera una soluzione lineare o non lineare.
- IMPLICIT_SOLVER: è una scheda opzionale che si applica ai calcoli impliciti.

É CONTROL	5
IMPLICIT_DYNAMICS	1
IMPLICIT_EIGENVALUE	1
IMPLICIT_GENERAL	1
IMPLICIT_SOLUTION	1
IMPLICIT_SOLVER	1

Figura 3.11 - Definizione parametri di controllo: Glass fiber di riferimento

Si sono così costituiti i modelli per andare a simulare i tre laminati di differenti dimensioni mediante analisi modale e verificare, in condizioni ideali di assenza di danni, la prima forma modale delle strutture in composito.

3.2.2. Strutture in fibra di vetro con presenza di fessura

Terminato dunque l'analisi sulle simulazioni dei laminati di riferimento sono stati investigati gli effetti della presenza di difetti. In particolare, in questa trattazione si è pensato a realizzare dei modelli con la presenza di fessure, come mostrato in figura. Anche in questo caso si è costruito un laminato composito con matrice epossidica e rinforzato con tessuto in fibra di vetro, composto da otto layers con orientamento [0]₈, ognuno dei quali presenta uno spessore di 0.15 mm.



Figura 3.12 - Geometry discretization: Glass Fiber con fessure

Con l'introduzione di una fessura si intende simulare una sorta di cricca nel materiale e valutarne il suo comportamento. Così facendo, si vuole quindi analizzare quanto la dimensione di una fessura vada ad incidere sul degrado delle proprietà meccaniche della struttura in termini di decremento di frequenza. Infatti, l'idea è proprio quella di introdurre un danno controllato allo scopo di poter valutare la sensibilità della tecnica ed eventuali limitazioni e problematiche che possono sorgere da quest'ultima. In questo caso di studio ci si è focalizzati su quattro fessure di diversa dimensione:

- 10 mm;
- 20 mm;
- 30 mm;
- 10 x 20 mm;

Si è simulato ognuno di questa tipologia di fessura con uno spessore di 1 mm. Coerentemente con lo studio precedente, anche in questo caso si sono simulate tre laminati di dimensioni 100 x 100 mm, 75 x 75 mm e 50 x 50 mm.



Figura 3.13 - Dettaglio fessure: 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c), 10 x 20 mm (d)

Con l'obiettivo di avere una lettura più ampia e dettagliata del case study, si è pensato di predisporre le fessure in diverse posizioni della piastra. Nello specifico, ci si è posti l'obiettivo di ottenere dieci differenti simulazioni, in ognuna delle quali si è traslato lungo un asse la fessura. Si è quindi effettuato questa operazione per ogni tipologia di fessura ed analizzato la variazione delle prime forme modali in termini di frequenza, in particolare, gli studi si sono focalizzati sul primo e secondo modo di vibrare della struttura. In tabella sono riportate le posizioni delle fessure lungo le tre differenti dimensioni delle zone investigate.

	100 x 100 mm	75 x 75 mm	50 x 50 mm
X1 [mm]	5	7	0
X2 [mm]	15	14	5
X3 [mm]	25	21	10
X4 [mm]	35	28	15
X5 [mm]	45	35	20
X6 [mm]	55	42	25
X7 [mm]	65	49	30
X8 [mm]	75	56	35
X9 [mm]	85	63	40
X10 [mm]	95	70	45

Tabella 3.2 - Posizioni fessure lungo i laminati compositi

È stato dunque costruito un modello per ognuna delle posizioni assunte dalla fessura lungo la dimensione della piastra. I risultati sono stati poi confrontati con le frequenze di riferimento, ovvero le frequenze caratteristiche del laminato composito in assenza di difetti.

3.2.3. Strutture in fibra di vetro soggette a delaminazione

Nel paragrafo precedente si è analizzato e costituito modelli tali da poter simulare la severità di danni come fessure nelle strutture in composito. Un altro meccanismo di danneggiamento altrettanto importante è sicuramente il fenomeno della delaminazione, argomento chiave di queste successive analisi. Per poter analizzare al meglio questo fenomeno si è pensato innanzitutto di riuscire a validare un personale modello, confrontando i risultati ottenuti in precedenti studi [39] in grado di approvare la bontà dei modelli da loro costruiti. Questo particolare modello risulta costituito da quattro differenti layers con orientamento $[\pm 45^{\circ}]_{s}$, ognuno dei quali presenta uno spessore da 2 mm.

Discretizzazione del modello

Come accaduto in precedenza, anche in questo caso si è optato ad una discretizzazione mediante mesh con una dimensione di ogni singolo elemento ("element size") pari a 1 mm sia lungo l'asse x che l'asse y.



Figura 3.14 - Geometry discretization: modello cantilever

Le dimensioni caratteristiche della trave in esame sono riportate in fig.



Figura 3.15 - Dimensioni nominali modello cantilever

Per poter simulare in maniera coerente una struttura composita si è definito il modello con la funzione "PART_COMPOSITE"; questo input fornisce un metodo semplificato per definire un modello di materiale composito per gli elementi shell, potendo così definire il corretto spessore ed orientamento per ognuno dei quattro layers.

Applicazione delle condizioni al contorno

Terminata la discretizzazione del modello con le dimensioni geometriche opportune, segue lo step di dover applicare in maniera corretta le condizioni di carico e di vincolo al modello costruito. In questo studio per poter simulare il comportamento di una classica trave incastrata o "mensola", risulta necessario applicare dei vincoli di incastro ai nodi esterni ad un estremo della trave, ovvero i tre gradi di libertà traslazionali ed i restanti tre gradi di libertà rotazionali. e lasciare libertà di movimento all'estremità opposta. In figura viene illustrato una vista in dettaglio della zona vincolata.



ID	TITLE												
1	fixed no	des											
NSID .	CID •	DOFX		DOFY		DOFZ		DOFR	X	DOFRY		DOFRZ	
1	0	1	×	1	×	1	×	1	v	1	v	1	

Figura 3.16 - Applicazione delle condizioni al contorno: modello cantilever

Assegnazione del materiale

Conclusa la fase di applicazione delle condizioni al contorno si passa allo step successivo, ovvero all'assegnare il materiale al nostro modello così da poter caratterizzare il modello con le sue proprietà meccaniche quali densità, modulo di Young, modulo di taglio, ecc. Sfruttando la libreria del software LS-PrePost®, si è ritenuta opportuna la scelta dell'input "MAT58_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC" poiché questa funzione si adatta bene alla modellazione di materiali compositi con orientamento dei layers unidirezionali, laminati e tessuti. Le proprietà del materiale, ovvero materiale composito in fibra di vetro rinforzato con matrice epossidica, sono state fornite dal lavoro svolto degli studiosi A. Zak, M. Krawczuk e W. Ostachowicz [39].

	Matrice	Fibra di vetro
E [GPa]	3.43	66.5
ν	0.35	0.23
G [GPa]	1.27	27
ρ [kg/m³]	1250	2250

Tabella 3.3 - Proprietà principali della matrice e della fibra

Impostazione dei parametri di controllo

In questo step finale si va a definire la tipologia di analisi che si desidera simulare. In particolare, si è deciso di effettuare un'analisi implicita, sicuramente più onerosa da un punto di vista computazionale rispetto ad una analisi esplicita ma garantisce una migliore accuratezza. I parametri di controllo che sono stati sfruttati sono i seguenti:

- IMPLICIT_DYNAMICS;
- IMPLICIT_EIGENVALUE;
- IMPLICIT_GENERAL;
- IMPLICIT_SOLUTION;
- IMPLICIT_SOLVER.

Introduzione zona con delaminazione

Quello appena descritto è il modello numerico di una trave incastrata (cantilever) ideale, ovvero in assenza di difetti che caratterizzino la struttura. Sfruttando il solutore si è riuscito ad effettuare l'analisi modale di quest'ultima, estraendo così il suo primo modo di vibrare e la frequenza caratteristica di riferimento ad essa correlata. A partire da questo modello si è pensato quindi di introdurre una zona di delaminazione progressivamente crescente lungo la direzione principale della trave in esame, estesa per tutta la dimensione minore.



Figura 3.17 - Esempio modello con zona delaminata

In figura viene mostrato un esempio semplificativo del modello in esame in cui "a" rappresenta la zona soggetta al fenomeno di delaminazione rispetto alla lunghezza nominale "L". Si sono dunque effettuare diverse prove numeriche in modo di analizzare profondamente il comportamento della struttura a rapporti "a/L" crescenti. In Fig. è riportata la struttura composita costituita sul software LS-PrePost:



Figura 3.18 - dettaglio area soggetta a delaminazione

La struttura in questo caso è stata costituita da due elementi shell opportunamente distanziati tra loro, ognuno dei quali consta in due layers. La zona non soggetta a delaminazione è coerentemente fissata mediante dei vincoli di contatto grazie alla funzione "CONTACT SPOTWELD -BEAM OFFSET" che si presta bene a fornire un modo di trattare l'interazione tra parti disgiunte. Infatti, questa tipologia di contatto permette di trasferire sia i momenti che le forze tra i nodi, simulando dunque una continuità del materiale. L'opzione BEAM_OFFSET commuta la formulazione da una formulazione di tipo a vincolo a una basata su penalità. Per quanto riguarda invece la zona soggetta a delaminazione, essa non presenta nessuna connessione tra lo shell superiore e inferiore così da poter andare a simulare il modo I o modo di apertura in modo corretto. Lo studio si è sviluppato per dimensioni crescenti del rapporto tra zona delaminata "a" e lunghezza principale "L" fino a raggiungere un valore di a/L pari a 0.8, ovvero fino ad ottenere una zona delaminata pari all'80%. Come è possibile osservare in fig. tale prova ha dato un esito positivo ottenendo risultati molto simili tra loro al variare della zona soggetta a delaminazione rispetto alla lunghezza principale.



Figura 3.19 - Confronto modello di riferimento con modello validato

Modifiche al modello con delaminazione

Avendo ottenuto esito positivo nella validazione del modello di trave incastrata soggetta a delaminazione, si è pensato di modificare il modello validato da un punto di vista geometrico andando quindi a variare le dimensioni caratteristiche della struttura composita, adattandole a questa trattazione per comodità di comparazione con le prove sperimentali ad esse corrispondenti. In particolare, il laminato in esame presenta le seguenti dimensioni:

• 100 x 100 mm;

Si è pensato di caratterizzare con la presenza di una zona delaminata quadrata di dimensione pari a 50 mm. Si è optato per questa dimensione in quanto corrisponde a grandi linee a quella ottenuta sperimentalmente in maniera non controllata. La struttura in questo caso è stata costituita da due elementi shell opportunamente distanziati tra loro, ognuno dei quali consta in quattro layers. Come nel modello validato, si è sfrutta la keyword "CONTACT SPOTWELD BEAM OFFSET" nelle zone non soggette a delaminazione. In figura è riportato una illustrazione del modello 100 x 100 mm soggetto a delaminazione.



Figura 3.20 - Geometry discretization: Glass fiber con delaminazione

Anche in questo caso si è optato ad una discretizzazione mediante mesh con una dimensione di ogni singolo elemento ("element size") pari a 1 mm sia lungo l'asse x che l'asse y. Allo scopo di avere una lettura più ampia e dettagliata del caso studio, si è pensato di predisporre la zona delaminata in diverse posizioni della piastra. Nello specifico, ci si è posti l'obiettivo di ottenere dieci differenti simulazioni, in ognuna delle quali si è traslato lungo un asse l'area delaminata analizzando così la variazione delle prime forme modali in termini di frequenza.

3.2.4. Fase di preprocessing – strutture in fibra di carbonio

L'analisi numerica non si è concentrata solamente sulle strutture in composito rafforzate in fibra di vetro ma si è estesa anche allo studio dei laminati compositi che presentano come rinforzo la fibra di carbonio (CFRP), anch'essi molto utilizzati ad oggi nei settori industriali. In questa trattazione si sono studiate differenti possibili configurazioni di laminati in fibra di carbonio:

- Strutture in composito in assenza di difetti
- Strutture in composito con presenza di cricche

Tutte le strutture sono costituite da quattro layers dallo spessore di 0.25 mm ciascuno. Per ogni tipologia di struttura analizzata si è disposta due differenti sequenze di impilamento dei layers:

- [0]₄
- [0,90]s

Verranno quindi ora esposti gli step fondamentali per la costruzione del modello, in comune sia alla struttura con impilamento $[0]_4$ che $[0,90]_{s.}$ In modo del tutto analogo alle strutture in fibra di vetro, anche in questo caso i passaggi chiave sono:

- Discretizzazione del modello;
- Applicazioni delle condizioni al contorno;

- Assegnazione del materiale;
- Impostazione dei parametri di controllo.

Discretizzazione del modello

La discretizzazione del modello costituisce lo step iniziale della fase di preprocessing. Per questa trattazione in particolare si è pensato di costruire tre modelli di dimensioni differenti di forma quadrata sfruttando gli elementi a guscio, più comunemente conosciuti come "shell":

- 100 x 100 mm;
- 75 x 75 mm.

Ognuno di questi modelli è stato discretizzato con una griglia geometrica, definita mesh, con una dimensione di ogni singolo elemento ("element size") pari a 1 mm sia lungo l'asse x che l'asse y. In Figura ne è riportato un esempio del caso studio 100 x 100 mm.



Figura 3.21 - Geometry discretization: carbon fiber

La struttura in questo caso è stata costituita da quattro elementi shell opportunamente distanziati tra loro, ognuno dei quali consta in quattro layers. In analogia ai precedenti modelli, si è sfruttato la keyword "CONTACT SPOTWELD BEAM OFFSET" per fissare tra loro i layers adiacenti tra loro, definendo per ognuno dei contatti una parte "Master" ed una "Slave".

Applicazione delle condizioni al contorno

Una volta completata la costruzione del modello con le dimensioni geometriche desiderate, segue lo step di dover applicare in maniera corretta le condizioni di carico e di vincolo al modello costruito. In questo studio, per poter effettuare coerentemente la simulazione di una analisi modale, risulta necessario applicare dei vincoli di incastro ai nodi esterni del modello per poter coì rimuovere tutti i gradi di libertà mediante specifiche funzioni, ovvero i tre gradi di libertà traslazionali ed i restanti tre gradi di libertà rotazionali. In figura viene illustrato una vista in dettaglio del risultato finale:



ID	TITLE												
1	fixed no	des											
NSID .	CID •	DOFX		DOFY		DOFZ		DOFR	s	DOFRY		DOFRZ	
1	0	1	~	1	~	1	~	1	~	1	~	1	~

Figura 3.22 - Applicazione delle condizioni al contorno: carbon fiber

Assegnazione del materiale

Sfruttando la libreria del software LS-PrePost®, si è trovato opportuna la scelta dell'input "MAT58_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC", questa scelta si adatta bene per modellare materiali compositi con orientamento dei layers unidirezionali, laminati e tessuti. Le proprietà del materiale, ovvero materiale composito a matrice epossidica rinforzato con fibra di carbonio, sono state ottenute mediante test sperimentali.

TITLE							
lam_comp							
MID	<u>R0</u>	<u>EA</u>	EB	<u>(EC)</u>	PRBA	TAU1	GAMMA1
1	1.600e-09	1.300e+05	7000.0000	0.0	0.0700000	0.0	0.0
GAB	<u>GBC</u>	<u>GCA</u>	SLIMT1	SLIMC1	SLIMT2	SLIMC2	SLIMS
3900.0000	3900.0000	3900.0000	0.8000000	0.3000000	0.8000000	0.3000000	0.8000000
AOPT •	TSIZE	ERODS	<u>SOFT</u>	<u>FS</u>	EPSE	EPSR	TSMD
2.0000000	0.0	0.5000000	0.0	1.0 ~	0.0	0.0	0.9000000
<u>XP</u>	<u>YP</u>	<u>ZP</u>	<u>A1</u>	<u>A2</u>	<u>A3</u>	PRCA	PRCB
0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000	0.0	0.0	0.0

Figura 3.23 - Assegnazione proprietà del materiale: carbon fiber

In figura sono riportate le proprietà della lamina relativa al suo orientamento a 0°; esse sono state accuratamente modificate nei layers che presentano un orientamento a 90°.

Impostazione dei parametri di controllo

In questo step finale si va a definire la tipologia di analisi che si desidera simulare. In particolare, si è deciso di effettuare un'analisi implicita, sicuramente più onerosa da un punto di vista computazionale rispetto ad una analisi esplicita ma garantisce una migliore accuratezza. I parametri di controllo che sono stati sfruttati sono i seguenti:

- IMPLICIT_DYNAMICS;
- IMPLICIT_EIGENVALUE;
- IMPLICIT_GENERAL;
- IMPLICIT_SOLUTION;
- IMPLICIT_SOLVER.

3.2.5. Strutture in fibra di carbonio con presenza di cricche

Terminato dunque l'analisi sulle simulazioni dei laminati di riferimento si è pensato di confrontare i risultati di questi ultimi con le corrispettive strutture in composito che presentano però dei difetti. In particolare, in questa trattazione si è pensato a realizzare dei modelli con la presenza di cricche, come mostrato in figura.



Figura 3.24 - Geometry discretization: carbon fiber con presenza di cricche

Così facendo, si vuole quindi analizzare quanto la dimensione di una cricca vada ad incidere sul degrado delle proprietà meccaniche della struttura in termini di decremento di frequenza. In questo caso di studio ci si è focalizzati su tre cricche di diversa dimensione:

- 10 mm;
- 20 mm;
- 30 mm.

Si è simulato ognuno di questa tipologia di cricca con uno spessore di 1 mm. Coerentemente con lo studio precedente, anche in questo caso si sono simulate tre laminati di dimensioni 100 x 100 mm e 75 x 75 mm. Per la realizzazione di queste cricche si è pensato di costruirle come elementi shells separati che presentano le proprietà della sola matrice epossidica.





(b)



(c)

Figura 3.25 - Dettaglio cricche: 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c)

Con l'obiettivo di avere una lettura più ampia e dettagliata del caso in esame, si è pensato di predisporre le cricche in diverse posizioni della piastra. Nello specifico, ci si è posti l'obiettivo di ottenere dieci differenti simulazioni, in ognuna delle quali si è traslato lungo un asse la cricca. Si è quindi effettuato questa operazione per ogni tipologia del danno ed analizzato la variazione delle prime forme modali in termini di frequenza, in particolare, gli studi si sono focalizzati sul primo modo di vibrare della struttura. In tabella sono riportate le posizioni delle cricche lungo i tre differenti laminati compositi.

	100 x 100 mm	75 x 75 mm
X1 [mm]	5	7
X2 [mm]	15	14
X3 [mm]	25	21
X4 [mm]	35	28
X5 [mm]	45	35
X6 [mm]	55	42
X7 [mm]	65	49
X8 [mm]	75	56
X9 [mm]	85	63
X10 [mm]	95	70

Tabella 3.4 – posizione danni lungo laminati 100 x 100 mm e 75 x 75 mm

È stato dunque costruito un modello per ognuna delle posizioni assunte dalla fessura lungo la dimensione della piastra. I risultati sono stati poi confrontati con le frequenze di riferimento, ovvero le frequenze caratteristiche del laminato composito in assenza di difetti. Queste analisi effettuate sono sta inoltre eseguite sia per la configurazione dei layers con sequenza di impilamento $[0]_4$ sia per la configurazione $[0,90]_s$.

3.2.6. Strutture in fibra di vetro soggette a transverse matrix cracking

Come nel caso di una struttura soggetta a delaminazione, anche per questo fenomeno si è pensato di validare un modello soggetto a matrix cracking, confrontando i risultati ottenuti in altri studi [37]. Questo particolare modello risulta costituito da dodici differenti layers rettangolari di dimensioni 100 x 21 mm con orientamento $[O_2,9O_4]$ s, ognuno dei quali presenta uno spessore da 0.145 mm.



Figura 3.26 - Geometry discretization: modello di riferimento

Applicazione delle condizioni al contorno

Lo scopo di questa trattazione è quello di riuscire a simulare un classico test di trazione. Risulta dunque necessario applicare dei vincoli "fixed" ai nodi esterni ad un estremo della trave, così da eliminare i tre gradi di libertà traslazionali ed i restanti tre gradi di libertà rotazionali. All'estremo opposto viene implicitamente applicato uno sforzo di trazione grazie alla funzione "PRESCRIBED MOTION SET" in cui si va impostare un moto prescritto in termini di spostamento lungo la direzione principale della struttura. Ognuno dei singoli shell è coerentemente fissato a quello adiacente mediante dei vincoli di contatto grazie alla funzione "CONTACT SPOTWELD - BEAM OFFSET" che si presta bene a fornire un modo di trattare l'interazione tra parti disgiunte. L'opzione BEAM_OFFSET commuta la formulazione da una formulazione di tipo a vincolo a una basata su penalità.



Figura 3.27 - Applicazione delle condizioni al contorno: modello di riferimento

Assegnazione del materiale

Conclusa la fase di applicazione delle condizioni al contorno si passa allo step successivo, ovvero all'assegnare il materiale al nostro modello così da poter caratterizzare il modello con le sue proprietà meccaniche quali densità, modulo di Young, modulo di taglio, ecc. Sfruttando la libreria del software LS-PrePost®, si è ritenuta opportuna la scelta dell'input "MAT58_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC" poiché questa funzione si adatta bene alla modellazione di materiali compositi con orientamento dei layers unidirezionali, laminati e tessuti. Le proprietà del materiale, ovvero materiale composito in fibra di vetro rinforzato con matrice epossidica, sono state fornite dal lavoro svolto degli studiosi R. Joffe, R. krasnikovs e J. Varna [37] e già citati in Tabella 2.4.

Impostazione dei parametri di controllo

In questo step finale si va a definire la tipologia di analisi che si desidera simulare. In particolare, si è deciso di effettuare un'analisi implicita, che permette di ottenere la forza normale F_x alla quale è soggetta la struttura composita. A partire da questo risultato si andrà a ritroso fino ad ottenere il modulo di Young che verrà preso come valore di riferimento corrispondente alla struttura ideale che non presenta difetti. I parametri di controllo che sono stati sfruttati sono i seguenti:

⊕- CONTROL	13
ACCURACY	1
BULK_VISCOSITY	1
CONTACT	1
ENERGY	1
HOURGLASS	1
IMPLICIT_DYNAMICS	1
IMPLICIT_GENERAL	1
IMPLICIT_SOLUTION	1
OUTPUT	1
·······SHELL	1
SOLID	1
SOLUTION	1
TERMINATION	1

Figura 3.28 - Definizione parametri di controllo: modello di riferimento

Introduzione della zona soggetta a matrix cracking

Quello appena descritto è il modello numerico ideale, ovvero in assenza di difetti che caratterizzino la struttura. A partire da questo modello si è pensato quindi di introdurre una zona soggetta a transverse matrix cracking. In particolare, si andrà ad introdurre una densità di zona danneggiata (Crack density) progressivamente crescente lungo l'intera dimensione della struttura uniformemente distribuita.



Figura 3.29 - Geometry discretization: modello "transverse matrix cracking"

Sono state effettuate diverse prove fino a raggiungere il 70% di crack density inteso come numero di danni per lunghezza nominale della struttura in esame (cr/mm).



Figura 3.30 - Illustrazione modello "transverse matrix cracking"

Entrando nello specifico, il fenomeno di matrix cracking è stato introdotto negli otto layers disposti con orientamento trasverasale, lasciando inalterati le proprietà nei quattro layers esterni. In modo analogo, si sono effettuate le simulazioni che permettono di ottenere la forza normale F_x alla quale è soggetta la struttura composita. A partire da questo risultato si andrà a ritroso fino ad ottenere il modulo di Young che per ogni simulazione verrà comparato con il modulo di Young di riferimento per valutare il suo decremento in percentuale e analizzare così la bontà del modello costituito. Sono state seguiti due differenti processi di costruzione del modello, "simple part" e "part composite". Per la natura differente dei

due modelli ne è risultato che la riduzione in termini di rigidezza e quindi proprietà residue della piastra risulta maggiore nel modello "part composite", tale da risultare più conservativo rispetto al modello di riferimento. Viceversa, con il modello "simple part" si ha una sottostima del decadimento delle proprietà meccaniche all'aumentare della crack density. Infine, si è simulato con una crack density sfasata pari a 0.5 per poter simulare un comportamento tendente alla realtà in quanto non si avrà nella maggior parte dei casi una distribuzione uniforme dei danni sulla matrice. Si evidenzia un valore risultante ottimale per il modello "simple part" sfasato che tende al valore ideale di riferimento.



Figura 3.31 - Contilever model - confronto

Modifiche al modello con transverse matrix cracking

Avendo ottenuto esito positivo nella validazione del modello soggetto a transverse matrix cracking, si è pensato di modificare il modello validato da un punto di vista geometrico andando quindi a variare le dimensioni caratteristiche della struttura composita, adattandole a questa trattazione per comodità di comparazione con le prove sperimentali ad esse corrispondenti che in futuro si potranno affrontare avendo a disposizione il tessuto in fibra di vetro unidirezionale. In particolare, il laminato in esame presenta le seguenti dimensioni: • 100 x 100 mm;

In modo analogo si sono seguiti gli step che hanno permesso di validare il modello precedente così da poter risalire al modulo di Young finale al variare della crack density che per ogni simulazione verrà comparato con il modulo di Young di riferimento per valutare il suo decremento in percentuale. Segue adesso un breve riepilogo sulle caratteristiche del laminato:

- Dodici layers di dimensioni 100 x 100 mm;
- Orientamento [0₂,90₄]_s;
- Spessore di ogni singola lamina pari a 0.145 mm;
- Introduzione nei modelli una crack density pari a: 10%, 30% e 50%;
- Si è optato per le seguenti condizioni al contorno: completamente fissa (fixed).

A partire dai valori del modulo di Young per ognuno dei modelli investigati, si è pensato di creare dei nuovi modelli in cui venivano modificate le proprietà meccaniche. Infatti, veniva introdotto un nuovo modulo di Young ovvero quello risultante dalle suddette prove. Si è costruito il modello con i nuovi parametri allo scopo di poter valutare la risposta in frequenza delle strutture, focalizzando l'attenzione sulla prima frequenza di risonanza risultante e valutarne il suo decremento rispetto al modello di riferimento, ovvero la struttura ideale con crack density pari a zero. Nel capitolo 4 verranno messi in luce i risultati.

4. Risultati

In questo capitolo si andranno ad illustrare ed analizzare criticamente i risultati dei test sperimentali e numerici affrontati precedentemente. In particolare, verrà eseguita una distinzione tra i risultati ottenuti con il rinforzo in fibra di vetro e quelli ottenuti per le strutture rinforzate in fibra di carbonio riportando dapprima una diretta comparazione tra tutti i modelli ad eccezione del meccanismo di transverse matrix cracking per il quale si è eseguito esclusivamente la simulazione numerica. Riassumendo si andranno ad illustrare in ordine:

- Strutture in fibra di vetro con presenza di fessure
- Strutture in fibra di vetro soggette a delaminazione
- Strutture in fibra di carbonio [0]₄ e [0,90]_s con presenza di cricche
- Strutture in fibra di vetro soggette a transverse matrix cracking

4.1. Strutture in fibra di vetro con presenza di fessure

Per questo tipo di danneggiamento si sono analizzati e comparati i risultati ottenuti per zone locali di dimensioni 100 x 100 mm, 75 x 75 mm, 50 x 50 mm. Per ognuna di esse si è focalizzata l'attenzione sulla prima e seconda forma modale. Vengono riportati i grafici risultanti nelle figg. 4.1 - 4.5 in cui si sono rapportati le frequenze risultanti alla frequenza di riferimento sia per lo studio numerico (F_n/F_0) sia per lo studio sperimentale (F_s/F_0), in funzione della loro posizione rispetto alla regione locale in esame. A seguito delle simulazioni sperimentali e numeriche si è potuto constatare le seguenti frequenze di riferimento:

Experimental	100 x 100 mm	75 x 75 mm	50 x 50 mm
1st Mode [Hz]	605	1010	2060
2nd Mode [Hz]	1200	2080	-
Numerical	100 x 100 mm	75 x 75 mm	50 x 50 mm
1st Mode [Hz]	639	1132	2537
2nd Mode [Hz]	1304	2312	-

Tabella 4.1 - Frequenze di riferimento - Fibra di vetro con fessure



Figura 4.1 – Strutture con presenza di fessura: primo (a) e secondo modo (b) 10 mm; primo (c) e secondo modo (d) 20 mm;

Da quanto si evidenzia dai risultati per le piastre 100 x 100 mm con presenza di fessure da 10 e 20 mm mostrati in figura 4.1 a – d, si può osservare una buona coerenza tra i risultati ottenuti numericamente rispetto ai test sperimentali. In particolare, si evince un andamento concorde del decremento F/FO sia per il primo che per il secondo modo di vibrare. Infatti, la prima forma modale presenta un minimo nel momento in cui il danno è posizionato al centro della zona in esame e un andamento pressoché simmetrico sia a destra che a sinistra della zona centrale per quanto riguarda i risultati sperimentali, concorde con quanto previsto dalla teoria e confermato dalle analisi numeriche. La diminuzione percentuale della frequenza risulta in generale in sintonia tra sperimentale e numerico, con una leggera sovrastima nel caso dei test mediante tecnica "local IET" ma che va a diminuire con l'aumento della dimensione della fessura.

Per quanto riguarda i risultati delle piastre con identiche dimensioni ma con fessure di 30 mm e 10 x 20 mm illustrati in figura 4.2 a – d si può osservare anche in questi casi la bontà dei modelli sperimentali in comparazione con i modelli numerici. In questi casi si è confermata la tendenza evidenziata nei casi precedenti. Infatti, la sovrastima osservata nei primi due casi tende a diminuire progressivamente fino a giungere ad una inversione delle stime risultando dunque meno conservativo la tecnica sperimentale non distruttiva rispetto ai test numerici.

È importante analizzare e mettere in risalto l'andamento quando le fessure sono posizionate agli estremi della regione in esame. In quelle zone sono presenti i divari maggiori nella comparazione sperimentale-numerico e ciò è dovuto alle condizioni al contorno. Infatti, durante l'analisi numerica è stato possibile simulare un perfetto clampaggio imponendo i vincoli di incastro mentre per quanto riguarda la fase sperimentale si ha un compromesso tra clampaggio ideale e semplice appoggio per cui l'effetto presente nei test sperimentali viene mitigato da questa caratteristica. A meno di possibili difetti presenti nella piastra non identificati o eventuali errori accidentali e sistematici durante la raccolta dei dati sperimentali per i quali è presente una significativa distorsione tra i risultati numerici e sperimentali in specifiche zone (in particolare per la seconda forma modale), è possibile evincere la bontà dei risultati ottenuti.



Figura 4.2 - Strutture con presenza di fessura: Primo (a) e secondo modo (b) 30 mm; primo (c) e secondo modo (d) 10 x 20 mm;



Figura 4.3 - Strutture 75 x 75 mm con presenza di fessura: Primo (a) e secondo modo (b) 10 mm; primo (c) e secondo modo (d) 20 mm;
Nelle figure 4.3 e 4.4 sono riportati i medesimi risultati effettuati su una regione di piastra pari a 75 x 75 mm. Anche con questa tipologia di piastra si sono riscontrati risultati positivi, i risultati sperimentali confermano quanto osservabile dai test numerici. Come era facilmente deducibile, in termini assoluti si osserva una maggiore diminuzione della frequenza risultante rispetto alla frequenza di riferimento poiché a parità di dimensioni delle fessure, si è in presenza di regioni locali di dimensioni inferiori.



Figura 4.4 - Strutture 75 x 75 mm con presenza di fessura: Primo (a) e secondo modo (b) 30 mm; primo (c) e secondo modo (d) 10 x 20 mm

Si sono riscontrate maggiori difficoltà nell'analisi comparativa per piastre in esame di dimensioni 50 x 50 mm. Non si è stato in grado di ottenere una corretta misurazione sperimentale della seconda forma modale che sembra legata alle limitazioni della tecnica sperimentale. Inoltre, si mette in risalto i risultati ottenuti con dimensione della fessura pari a 30 mm (fig. 4.5-c) in cui si osserva una tendenza discorde tra le due tipologie di test. Anche in questo caso è possibile affermare che sia presumibilmente legato alle condizioni al contorno della piastra. L'effetto di clampaggio perfetto che si ha nelle simulazioni numeriche risulta essere preponderante rispetto al comportamento generale della piastra per il quale dovrebbe presentare un minimo nella zona centrale, caratteristico della prima forma modale dalla teoria.



Figura 4.5 - Strutture 50 x 50 mm con presenza di fessura: 10 mm(a), 20 mm (b), 30 mm (c) e 10 x 20 mm (d);

Distance [mm]

(c)

Distance [mm]

(d)

4.2. Strutture in fibra di vetro soggette a delaminazione

Per questo tipo di danneggiamento si è dapprima confrontato i risultati del modello da validare con il modello di riferimento in cui erano stati forniti i risultati qualitativi. Validato il modello si è passato a focalizzarci sullo specifico caso in esame cercando di realizzare una area delaminata con una circonferenza circa pari a 50 mm. A seguito delle simulazioni numeriche si è potuto constatare le seguenti frequenze di risonanza di riferimento:

Experimental	100 x 100 mm
1st Mode [Hz]	605
2nd Mode [Hz]	1210
Numerical	100 x 100 mm
1st Mode [Hz]	639

Tabella 4.2 - Frequenze di riferimento - fibra di vetro soggetta a delaminazione

In figura 4.6 sono illustrati i risultati numerici e sperimentali della prima e seconda forma modale. Come si può osservare figura, risulta netta la differenza tra l'andamento sperimentale e numerico in termini di rapporto F/Fo. Tuttavia, in entrambi i casi la tendenza seguita al variare della posizione assunta dell'area soggetta a delaminazione sembra essere molto concorde tra prova sperimentale e numerica. Le principali considerazioni che si possono trarre sono:

- un netto gap tra i valori assoluti nonostante il trend è molto simile in entrambi i casi;
- Il modello numerico non riporta un rapporto F/F_0 pari al valore unitario nel momento in cui il danno è localizzato sugli estremi.
- La forma geometrica della zona simulata è un fattore importante che incide sulla discordanza tra modello numerico e sperimentale: infatti, per quanto le superfici soggette a delaminazioni sono simili tra loro, la forma quadrata simulata numericamente non corrisponde esattamente alla forma effettiva tendente ad una circonferenza costruita sperimentalmente.

• La tendenza della frequenza di risonanza è molto diversa rispetto al modello validato. Infatti, non tende a seguire la prima forma modale con un minimo al centro della zona investigata. Tale fenomeno può essere riconducibile allo sforzo di taglio poiché una superficie soggetta a delaminazione non trasferisce momenti tra i layers adiacenti, influenzando di conseguenza il comportamento a flessione della struttura in composito.

In via definitiva risulta presumibilmente da ottimizzare la tecnica di delaminazione della piastra per i test sperimentali al fine di ottenere una certa convergenza in termini assoluti con i risultati numerici che appaiono più affidabili.



Figura 4.6 - Struttura soggetta a delaminazione: primo (a) e secondo modo (b)

4.3. Strutture in fibra di carbonio [0] ₄ con presenza di cricche

Per questo tipo di danneggiamento si sono analizzati e comparati i risultati ottenuti per zone locali di dimensioni 100 x 100 mm, 75 x 75 mm. Per ognuna di esse si è focalizzata l'attenzione solo sulla prima forma modale. Vengono riportati i grafici risultanti nelle figure 4.7 e 4.8 in cui si sono rapportati le frequenze risultanti alla frequenza di riferimento sia per lo studio numerico (F_n/F_o) sia per lo studio sperimentale (F_s/F_o), in funzione della loro posizione rispetto alla regione locale in esame. Si ricordano le dimensioni delle cricche presenti sulle strutture in esame:

- 10 mm
- 20 mm
- 30 mm

A seguito delle simulazioni sperimentali e numeriche si è potuto constatare le seguenti frequenze di risonanza di riferimento:

Experimental	100 x 100 mm	75 x 75 mm
1st Mode [Hz]	810	1306
	al 100 x 100 mm 75 x	
Numerical	100 x 100 mm	75 x 75 mm

Tabella 4.3 – Frequenze di riferimento fibra di carbonio [0]4 con presenza di cricche

Si può affermare che in linea generale l'andamento risultante dei test numerici è accompagnato da riscontri positivi nelle prove sperimentali effettuate sempre con la Local IET. È fondamentale, tuttavia, sottolineare come al progressivo aumento della dimensione cricca, dai risultati numerici si evidenzia un maggior decremento della frequenza di risonanza risultante, accompagnato da un significativo divario tra risultato sperimentale e numerico, in particolare nel caso 30 mm (fig. 7.9 c). Si è giunti alla conclusione di non considerare molto affidabile tale risultato sperimentale in quanto ci si aspetta un decremento maggiore rispetto ai due casi precedenti. L'errore presumibilmente può essere legato alla tecnica con cui si sono generate le cricche. Stesse considerazioni valgono per i risultati della piastra 75 x 75 mm illustrati in fig. 7.10.



Figura 4.7 – Struttura [0,0] s 100 x 100 mm con presenza di cricca - 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c)



Figura 4.8 – Struttura [0,0] s 75 x 75 mm con presenza di cricca: 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c)

4.4. Strutture in fibra di carbonio $[0,90]_{s}$ con presenza di cricche

Per questa tipologia di case study valgono tutte le considerazioni fatte nel paragrafo precedente, l'unica variazione è legata all'ordine di impilamento dei layers durante il processo di vacuum infusion. In tabella sono riportate le frequenze di risonanza di riferimento:

Experimental	100 x 100 mm	75 x 75 mm	
1st Mode [Hz]	819	819 1275	
Numerical	100 x 100 mm	75 x 75 mm	
i unici icai	100 x 100 mm	/3 X /3 IIII	

Tabella 4.4 - Frequenze di riferimento fibra di carbonio [0,90] s con presenza di cricche

Osservando i risultati di figura 7.11 è possibile affermare che nella comparazione tra valori sperimentali e numerici si ottiene una ottima verosimiglianza e, a differenza della piastra [0,0]_s, in questo caso si evince una significativa diminuzione di frequenza nel caso di cricca pari a 30 mm (fig. 4.9-c), maggiore dei due casi con cricche di dimensioni inferiori, com'era preventivabile. Anche in questi casi vale la considerazione fatta nel paragrafo 4.1., ovvero nei risultati comparativi sono presenti i divari maggiori tra sperimentale e numerico nel momento in cui si vanno a posizionare i danni agli estremi della regione in esame e ciò è dovuto alle condizioni al contorno.



Figura 4.9 - Struttura [0,90] s 100 x 100 mm con presenza di cricca - 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c)



Figura 4.10 – Struttura [0,90] s 75 x 75 mm con presenza di cricca - 10 mm (a), 20 mm (b), 30 mm (c)

4.5. Strutture in fibra di vetro soggette a transverse matrix cracking

È stato analizzato anche il fenomeno del transverse matrix cracking e, in modo analogo allo studio dedicato alla delaminazione, si è cercato di validare un modello facendo riferimento ad un modello preesistente dal quale si era a conoscenza dei risultati in termini di variazione del modulo di Young all'aumentare della crack density. Tuttavia, come già precisato nei precedenti capitoli, non è stato possibile eseguire la campagna sperimentale sulle strutture in composito soggette a questo meccanismo di danneggiamento. A seguito delle simulazioni numeriche si è potuto constatare le seguenti frequenze di risonanza di riferimento:

	F ₀ (fixed model) [Hz]	1142.6	
Tabel	lla 4.5 - Frequenze di riferimento - fibra d	li vetro soaaetta a transverse matri	ix crackinc

Nelle figure 4.11 e 4.12 sono riportati i risultati per i due casi analizzati ovvero un laminato composito 100 x 100 mm incastrato (fixed) e libero di compiere qualunque movimento (free-free).



Figura 4.11 - Modello "fixed" soggetto a transverse matrix cracking

Per quanto riguarda questa trattazione risultano rilevanti i risultati ottenuti sul modello in quanto è il case study con il quale in futuro si potrà avere una specifica comparazione con la tecnica sperimentale adottata in questo lavoro di tesi. Si può sottolineare un trend decrescente che supera il 5% per una crack density pari al 50% per cui abbastanza significativa che può risultare rilevabile durante la campagna sperimentale.

5. Conclusioni

L'obiettivo di questo lavoro di tesi è stato quello di affrontare la severità dei meccanismi di guasto che caratterizzano i materiali compositi sfruttando una tecnica non distruttiva innovativa ovvero la "Local IET" comparata con simulazioni numeriche basate sul metodo agli elementi finiti per poterne valutare la bontà della campagna sperimentale stessa. Avendo analizzato i risultati di tutte le trattazioni affrontate è possibile affermare che per le strutture rafforzate in fibra di vetro soggette a fessure si sono ottenuti ottimi risultati mediante l'innovativa tecnica non distruttiva "Local IET", confermando in linea di massima i risultati ottenuti mediante le analisi numeriche e dunque la bontà della tecnica utilizzata. Si sono ottenuti risultati meno efficienti invece per quanto riguarda le strutture soggette a delaminazione in termini assoluti in quanto il metodo sperimentale tende a sottostimare la severità del danno rispetto al caso numerico. Tale approccio può risultare comunque un punto di partenza per il futuro in modo tale da poter approfondire ed ottimizzare il confronto sperimentale-numerico. Infatti, la tendenza seguita della frequenza di risonanza risultante risulta concorde tra i test sperimentali e quelli numerici. Infine, si sono ottenuti buoni riscontri anche nel validare il modello di struttura soggetto a transverse matrix cracking, tuttavia non si è potuto analizzare in maniera specifica mediante tecnica sperimentale la severità di questa tipo di guasto in quanto non si aveva a disposizione un rinforzo in fibra di vetro unidirezionale.

Le strutture in fibra di carbonio sono state invece studiate con la presenza di cricche e ordine di impilamento $[O]_4$ e $[O,9O]_8$. In linea di massima i risultati ottenuti nelle prove numeriche sono stati confermati durante la campagna sperimentale, eccezione fatta per la piastra $[O]_4$ con cricca pari a 30 mm. In questo specifico caso si sono ottenuti risultati significativamente discordi e ciò sembra legato alla tecnica con cui si è generata la cricca, fase antecedente al processo di vacuum infusion della piastra in composito.

In via generale è possibile dunque affermare che nella maggior parte dei casi analizzati si è ottenuta una buona corrispondenza tra i risultati numerici e sperimentali, ottima in alcuni casi specifici. Inoltre, la variazione della frequenza di risonanza durante il processo di mappatura è risultata sempre in ottima corrispondenza tra campagna sperimentale e simulazioni numeriche nello studio della prima forma modale, meno eccelsa per il secondo modo di vibrare ma ciò è riconducibile ad un effetto molto più significativo delle condizioni al contorno. A partire da tali considerazioni è possibile ribadire che i modelli numerici:

- Tendono a descrivere in modo sufficientemente accurato la tipologia del difetto che si intende simulare
- Possono essere sfruttati per studiare la sensibilità della tecnica, estendendo l'analisi a diverse tipologie di materiali quali strutture in composito con diverso tessuto di rinforzo o con diversa tipologia di resina, oltre alla possibilità di variare la struttura del laminato in composito stesso (differente sequenza di impilamento dei layers).

In prospettiva futura si può pensare dunque di poter ottimizzare le campagne sperimentali che in questa trattazione non sono risultati efficienti come il caso di struttura soggetta al fenomeno della delaminazione ed approfondire lo studio del fenomeno di transverse matrix cracking, sulla base dei risultati ottenuti in questo lavoro di tesi. L'ottimizzazione generale dello studio della severità di questi danni che caratterizzano i materiali compositi potrebbe portare notevoli vantaggi nelle applicazioni industriali in cui sono protagonisti. Infatti, una sempre più ampia conoscenza di questi fenomeni di danneggiamento potrebbe comportare una migliore previsione della gravità del guasto da parte dell'utente ed un impiego più efficiente dei materiali compositi in tutti i settori industriali di riferimento, evitando i casi di "eccesso di sicurezza" ovvero di sovrastimare eccessivamente la quantità di materiale composito adoperato per non incappare in possibili meccanismi di guasto al momento non facili da prevedere. In definitiva quindi è possibile affermare che affrontando il problema numericamente si potrà osservare per quali materiali e per quale tipologia di danni la tecnica è più o meno sensibile ed appore di conseguenza opportuni rimedi senza dover ricorrere necessariamente ad un cospicuo numero di test sperimentali ma ridurre al minimo necessario la campagna sperimentale.

Bibliografia

- [1] Chawla K. Krishan, "Composite MAterials," *Springer*, 2012.
- [2] Robert M. Jones, *mechanics of composite materials*. CRC Press, 1999.
- [3] J.P. Nunes and J.F. Silva, "Sandwiched composites in aerospace engineering," *ScienceDirect*, 2016.
- [4] Hom Nath Dhakal and Sikiru Oluwarotimi Ismail, "Design, manufacturing processes and their effects on bio-composite properties," *ScienceDirect*.
- [5] F. Trochu, R. Gauvin, and D. M. Gao, "Numerical analysis of the resin transfer molding process by the finite element method," *Wiley* , 1993.
- [6] ASM International, *Composites filament winding*. 2011.
- [7] C.J.G. Plummer, "Polymer Matrix Composites: Matrices and Processing," *ScienceDirect*, 2016.
- [8] R. B. Heslehurst, "Defects and Damage in Composite Materials and Structures."
- [9] Wikipedia, "Wikipedia McLaren MP4/1."
- [10] "www.bmw.com."
- [11] app manufacturing, "The Role of Composite Materials in Renewable Energy Applications," 2017.
- [12] "www.siemensgamesa.com."
- [13] R. Talreja, "Damage Characterization," in *Fatigue of Composite Materials*, K. L. Reifsnider, Ed. Elsevier Science Publishers B.V., 1990, pp. 79–103. doi: 10.1016/B978-0-444-70507-5.50007-X.
- [14] G. Sala and et al, *Tecnologie e materiali aerospaziali*.
- [15] B. Zuccarello, "Progettazione meccanica con materiali non convenzionali," 2008.
- [16] Department of Defense of United States of America:, "'Composite Material Handbook'," *MIL-HDBK-17*, 1997.
- [17] L. E. Asp, L. A. Berglund, and R. Talreja, "Prediction of matrixinitiated transverse failure in polymer composites," *Composites Science and Technology*, vol. 56, pp. 1089–1097, 1996, doi: 10.1016/0266-3538(96)00074-7.
- [18] J. F. Caron and A. Ehrlacher, "Modelling the kinetics of transverse cracking in composite laminates," *Composites Science and Technology*, pp. 1261–1270, 1997.
- [19] R. Talreja, "Manufacturing defects in composites and their effects on performance," in *Polymer Composites in the Aerospace Industry*, Elsevier, 2019, pp. 83–97. doi: 10.1016/B978-0-08-102679-3.00004-6.
- [20] V. Mostosi, "Sviluppo di un modello bi-fasico per il danneggiamento progressivo intralaminare dei materiali compositi," 2007.

- [21] D. Wei, "Delamination analysis of composite laminates," University of Toronto, 1999.
- [22] F. Aymerich, F. Dore, and P. Priolo, "Prediction of impact-induced delamination in cross-ply composite laminates using cohesive interface elements," *Composites Science and Technology*, vol. 68, no. 12, pp. 2383–2390, 2008, doi: 10.1016/j.compscitech.2007.06.015.
- [23] R. J. Elliot, "Characterisation of impact damage in carbon fibre reinforced plastics by 3D X-ray tomography.," 2012.
- [24] R. Talreja and N. Phan, "Assessment of damage tolerance approaches for composite aircraft with focus on barely visible impact damage," *Composite Structures*, vol. 219, pp. 1–7, 2019, doi: 10.1016/j.compstruct.2019.03.052.
- [25] D. Feng and F. Aymerich, "Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates," *Composite Structures*, vol. 108, no. 1, pp. 161–171, 2014, doi: 10.1016/j.compstruct.2013.09.004.
- [26] M. O. W., and M. J. W. Richardson, "Review of low-velocity impact properties of composite materials.".
- [27] G. Clark, "Modelling of impact damage in composite laminates.," pp. 155–190, 1989.
- [28] S. P. Joshi, "Impact induced fracture in a laminated composite," *Journal of Composite Materials* 19.1, pp. 51–66, 1985.
- [29] S. Abrate, "Impact on laminated composite materials," *Appl Mech Rev 44.4*, pp. 155–190, 1991.
- [30] Takeda and et al., "icroscopic observations of cross sections of impacted composite laminates.," *ournal of Composites, Technology and Research 4.2*, pp. 40–44, 1982.
- [31] Chamis, C. Christos, and C. A. Ginty, ""Fiber composite structural durability and damage tolerance: Simplified predictive methods," *Composite Materials: Fatigue and Fracture, Second Volume. ASTM International*, 1989.
- [32] C. Boursier Niutta, "Enhancement of a new methodology based on the impulse excitation technique for the nondestructive determination of local material properties in composite laminates," *Applied Sciences*, vol. 11, no. 1, pp. 1–17, 2021, doi: 10.3390/app11010101.
- [33] C. Boursier Niutta, A. Tridello, D. S. Paolino, and G. Belingardi, "Residual properties in damaged laminated composites through nondestructive testing: A review," *Materials*, vol. 14, no. 16, 2021, doi: 10.3390/ma14164513.
- [34] C. Boursier Niutta, A. Tridello, G. Belingardi, and D. S. Paolino, "An innovative nondestructive technique for the local assessment of residual elastic properties in laminated composites," *Procedia Structural Integrity*, vol. 33, pp. 347–356, Jan. 2021, doi: 10.1016/J.PROSTR.2021.10.042.

- [35] T. et al Peijs, "A critical review of carbon fiber and related products from an industrial perspective," *Advanced Industrial and Engineering Polymer Research*, vol. 5, no. 2, pp. 90–106, 2022.
- [36] "www.easycomposite.co.uk".
- [37] R. Joffe, A. Krasnikovs, and J. Varna, "COD-based simulation of transverse cracking and stiness reduction in [S/90n]s laminates," *Composite Science and Technology*, vol. 61, pp. 637–656, 2001.
- [38] C. Boursier Niutta, A. Tridello, G. Belingardi, and D. S. Paolino, "Nondestructive determination of local material properties of laminated composites with the impulse excitation technique," *Composite Structures*, vol. 262, 2021, doi: 10.1016/j.compstruct.2021.113607.
- [39] A. _ Zak, M. Krawczuk, and W. Ostachowicz, "Numerical and experimental investigation of free vibration of multilayer delaminated composite beams and plates."