## POLITECNICO DI TORINO



Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

## Sviluppo di funzioni di Health Monitoring per Fusoliera di un Aeromodello da Competizione Tramite Sensori FBGs

Relatori: Paolo Maggiore Matteo D.L. Dalla Vedova Tesi di Laurea di: Lorenzo Desantis

Marzo 2019

# Indice

El	lenco	delle tabelle	IV
E	lenco	delle figure	V
In	trodu	uzione	1
1	MA	TERIALI COMPOSITI	1
	1.1	Compositi rinforzati tramite fibre	2
		1.1.1 Fibra di carbonio	3
	1.2	Modo di cedimento: delaminazione	6
		1.2.1 Principali cause di delaminazione	8
<b>2</b>	SEN	ISORI A FIBRA OTTICA	11
	2.1	Struttura e caratteristiche delle fibre ottiche	12
		2.1.1 Principi fisici di funzionamento	13
		2.1.2 Diffrazione ed interferenza	15
		2.1.3 Deterioramento del segnale nelle fibre ottiche	16
	2.2	Sensori ottici a reticolo di Bragg (FBG)	18
		2.2.1 Principi di funzionamento	19
		2.2.2 Aberrazione termica del segnale	20
	2.3	Integrazione dei sensori FBG con strutture in composito e prestazioni .	21
		2.3.1 Interfaccia tra sensori e materiale	22
3	DES	SIGN AND MOLDING PROCESS DEL COMPONENTE IN FI-	
	BRA	A DI CARBONIO	23
	3.1	Preambolo: air cargo challenge	23
	3.2	Progettazione CAD del nuovo tronco di fusoliera	26
		3.2.1 Progettazione e realizzazione degli stampi	28
	3.3	Laminazione manuale con preimpregnati in fibra di carbonio	31
		3.3.1 Fasi di lavorazione	32
	<b>a</b> 4	3.3.2 Trattamento in autoclave	34
	3.4	Estrazione e rifinitura del pezzo finito	37
4	INS	TALLAZIONE DELLA FIBRA OTTICA SULLA FUSOLIERA	39
	4.1	Scelta del posizionamento dei Bragg	39
	4.2	Preparazione del pezzo e montaggio	40
		4.2.1 Osservazioni	43

<b>5</b>	TEST A FLESSIONE			
	5.1	Premesse e settaggio della prova	45	
	5.2	Test	47	
		5.2.1 Spettro a riposo	48	
	5.3	Post-processing dei dati e risoluzione del problema inverso	49	
		5.3.1 Primo test dell'incollaggio	50	
		5.3.2 Secondo test a flessione	53	
		5.3.3 Terzo test a flessione e rilevamento di temperatura	56	
	5.4	Misurazione tramite Strain Gauge	60	
		5.4.1 Post-processing $\ldots$	61	
	5.5	Confronto con analisi computazionale agli elementi finiti $\ \ldots\ \ldots\ \ldots$	63	
6	COI	NCLUSIONI	65	
Bi	bliog	grafia	67	

## Elenco delle tabelle

2.1	Materiali a confronto per i parametri analizzati	15
2.2	Valori plausibili per le grandezze di una fibra a $\lambda=1550~{\rm nm}$	21
3.1	Specifiche tecniche del laminato utilizzato	31
3.2	Scheda tecnica della fibra di carbonio utilizzata	31
3.3	Set di valori predeterminati eseguiti dal ciclo	37
5.1	Valori dello strain gauge utilizzato	61

# Elenco delle figure

1.1	Progressivo aumento di componenti in composito sui velivoli civili	1
1.2	Alcune fibre rinforzanti a confronto sul diagramma $\sigma$ - $\varepsilon$	2
1.3	Proprietà a fatica dei principali materiali aerospaziali	3
1.4	Struttura cristallografica degli atomi di Carbonio nella fibra	4
1.5	Tipologie di tessitura delle fibre	5
1.6	Rappresentazione bidimensionale della cricca	6
1.7	Modi di propagazione della cricca	6
1.8	Fase di accrescimento della cricca	7
1.9	Fattori causanti la delaminazione	8
1.10	Alcuni aspetti della delaminazione tra quelli descritti	9
1.11	Esempio lampante di delaminazione causata da un foro	9
2.1	Schema strutturale di un cavo a fibra ottica	12
2.2	Rifrazione di un'onda elettromagnetica - legge di Snell	14
2.3	Diffrazione delle onde attraverso un'apertura	16
2.4	Propagazione in obliquo delle onde all'interno della fibra	17
2.5	Funzionamento del sensore a reticolo di Bragg	18
2.6	Meccanismo di funzionamento del sensore a reticolo di Bragg	19
2.7	Cavo di sensore in fibra ottica immerso in materiale composito $\ldots$ .	21
3.1	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T	
3.1	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24
3.1 3.2	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24
3.1 3.2 3.3	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25
3.1 3.2 3.3 3.4	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27
<ol> <li>3.1</li> <li>3.2</li> <li>3.3</li> <li>3.4</li> <li>3.5</li> <li>3.6</li> <li>3.7</li> </ol>	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27 27
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27 27 28
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 25 26 27 27 27 28 29
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9 3.10	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 25 26 27 27 27 28 29 29
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9 3.10 3.11	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27 27 27 28 29 29 30
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9 3.10 3.11 3.12	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27 27 27 28 29 29 30 32
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9 3.10 3.11 3.12 3.13	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27 27 27 28 29 29 30 32 33
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9 3.10 3.11 3.12 3.13 3.14	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27 27 27 28 29 29 30 32 33 35
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9 3.10 3.11 3.12 3.13 3.14 3.15	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	24 24 25 26 27 27 27 28 29 29 30 32 33 35 35
$\begin{array}{c} 3.1\\ 3.2\\ 3.3\\ 3.4\\ 3.5\\ 3.6\\ 3.7\\ 3.8\\ 3.9\\ 3.10\\ 3.11\\ 3.12\\ 3.13\\ 3.14\\ 3.15\\ 3.16\end{array}$	Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata	$\begin{array}{c} 24\\ 24\\ 25\\ 26\\ 27\\ 27\\ 27\\ 28\\ 29\\ 30\\ 32\\ 33\\ 35\\ 35\\ 36\\ \end{array}$

3.18 3.19	Vista della sezione anteriore della fusoliera (si noti lo spessore di parete molto contenuto)	38 38
$4.1 \\ 4.2$	Rappresentazione dell'assieme del velivolo con le forze e i momenti agenti Due dei quattro supporti utilizzati per il montaggio della fibra	$\begin{array}{c} 40\\ 41 \end{array}$
4.3 4.4	Fibra ottica assemblata e preparata per il montaggio	41 42
4.5	Alcune fasi di montaggio fibra ottica	43
5.1 5.2	Diagramma della trave a sbalzo con carico all'estremo libero	45 46
5.2 5.2	Supporte utilizzate per il test a flessione	40
5.4	Sistema pronto por la face di test	$\frac{40}{47}$
5.5	Collegamento dei vari canali con la centralina di acquisizione dei dati	41
5.6	Bappresentazione dello spettro a riposo dei reticoli	40 40
5.0	Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti nella parte vicina	-10
0.1	all'incastro - prima prova	51
5.8	Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti in coda - prima	Ŭ.
0.0		51
5.9	Andamento dello strain dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro	
	- prima prova	52
5.10	Andamento dello strain dei reticoli presenti in coda - prima prova	52
5.11	Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro - seconda prova	54
5.12	Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti in coda - seconda	51
5 1 3	Andamento dello strain dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro	34
0.10	- seconda prova	55
5 14	Andamento dello strain dei reticoli presenti in coda - seconda prova	55
5 15	Variabilità qualitativa della temperatura registrata per la terza prova a	00
0.10	flessione	56
5.16	Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti nella parte vicina	00
	all'incastro - terza prova	57
5.17	Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti in coda - terza	
	prova	57
5.18	Andamento dello strain dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro	
	- terza prova	58
5.19	Andamento dello strain dei reticoli presenti in coda - terza prova	58
5.20	Ingrandimento della zona costante subito prima della rimozione del ca-	
	rico - parte anteriore	59
5.21	Ingrandimento della zona costante subito prima della rimozione del ca-	
	rico - in coda	59
5.22	Schema indicativo di uno Strain Gauge convenzionale	60
5.23	Estensimetro fissato alla fusoliera tramite adesivo accanto alla fibra ottica	61
5.24	Andamento dello strain registrato dalla fibra accanto all'estensimetro .	62
5.25	Dati dell'estensimetro fissato alla fusoliera	63
5.26	Simulazione agli elementi finiti della fusoliera con distribuzione dello strain	63

 $5.27\,$ Simulazione agli elementi finiti della fusoliera - distribuzione locale . . . ~~64

## Sommario

Nel seguente lavoro ci si è posti l'obiettivo di concretizzare un progetto di componente aeronautico lungo tutto il suo percorso, in altre parole si è partiti dalle geometrie del disegno tramite software Cad, per poi passare alla fase di produzione vera e propria in azienda. Si è infine concluso il tutto con una parte più orientata alla ricerca, ossia la sensorizzazione del componente tramite moderni sensori a fibra ottica. Questo proponimento è il risultato di recenti studi in questo settore della sensoristica applicata, che sta prendendo sempre più piede in campo aeronautico. Il componente prodotto infatti costituirà uno dei primi esempi di parte sensorizzata che verrà sottoposta a cicli di vita operitiva, per cui potrà realizzare in pieno il concetto di *Structural Health Monitoring*. Rappresenta quindi la concretizzazione dell'idea di una struttura che possa svolgere le sue funzioni e nel frattempo trasmettere dati riguardo le sue condizioni direttamente a terra.

In questa tesi si tratteranno argomenti diversi, ma si vuol precisare che non vengono sviscerati a fondo, ma si forniscono solo gli strumenti utili per comprendere la trattazione e l'obiettivo finale. Nella prima parte vengono presentati solamente gli aspetti salienti dei materiali compositi, come per esempio il concetto di delaminazione, utile per comprendere meglio quanto concerne la fase di produzione. Si trattano inoltre i punti chiavi della tecnologia alla base delle fibre ottiche, tra cui ovviamente i principi di funzionamento e le caratteristiche utili per il loro utilizzo. Un'ultima parte è dedicata alle fasi di montaggio delle fibre e di test delle stesse, entrambe svolte senza l'ausilio di materiale pregresso o bibliografico, fatto che conferma quanto questa innovazione sia recente e all'avanguardia.

# Capitolo 1 Materiali compositi

Il seguente capitolo ha lo scopo di fornire una breve introduzione dei materiali compositi, con particolare attenzione a quelli rinforzati tramite fibre. Attualmente questi tipi di materiali si sono dimostrati assai adatti all'utilizzo in campo aerospaziale ma non solo, si vedano le molteplici applicazioni dal campo medico a quello edilizio per esempio. Il grande vantaggio dei materiali compositi sta nella sinergia che essi creano tramite l'unione di materiali eterogenei, portando lo sviluppo tecnologico ad una transizione da materiali omogenei del passato, a materiali innovativi che garantiscono proprietà specifiche a seconda dello scopo per cui vengono progettati.

I compositi, spesso anche definiti *smart material*, sono la chiave per lo sviluppo del prossimo futuro dell'aviazione, basti pensare che gli obiettivi prefissati per gli anni a venire riguardano una drastica diminuzione di emissioni di  $CO_2$  fino al 50%, una riduzione pari all' 80% di ossidi di azoto  $NO_x$  e il tasso di incidenti in volo ridotto dell' 80%. Ecco allora che tali obiettivi risultano raggiungibili solamente utilizzando strutture in materiale composito: garantendo pesi molto contenuti e ottime proprietà meccaniche, ma senza compromettere l'affidabilità dei velivoli.



(a) Boeing 777 - Entrata in servizio: 1995 (b) Airbus 380 - Entrata in servizio: 2006

Figura 1.1: Progressivo aumento di componenti in composito sui velivoli civili

Innanzitutto occorre distinguere le diverse tipologie di materiali compositi, che sebbene sfuggano a classificazioni precise a causa delle loro enormi possibilità di composizione, possono per esempio essere distinti in base al tipo di matrice in cui vengono annegate le fibre:

• Compositi a matrice polimerica (PMC): mantengono leggerezza aumentando durezza, rigidezza e resistenza meccanica;

- Compositi a matrice metallica (MMC): mantengono leggerezza a discapito della duttilità, aumentando però durezza, rigidezza, resistenza meccanica e resistenza all'abrasione;
- Compositi a matrice ceramica (CMC): aumento della stabilità in temperatura e della tenacità a frattura;

Ma quelli più interessanti dal nostro punto di vista sono senz'altro quelli fibrorinforzati a matrice polimerica, ciò essenzialmente per due motivi, ovvero la loro grande diffusione e la loro buona integrazione con sistemi sensoristici. In particolare questo secondo aspetto verrà trattato più dettagliatamente nei capitoli successivi. Le fibre possono essere disposte in modi differenti, per esempio parallelamente fra loro o intessute con orientamenti variabili e ogni disposizione conferisce al materiale finale caratteristiche e proprietà meccaniche peculiari. Ecco quindi che si può intuire la grande versatilità che questi materiali consentono. Per contro ovviamente si hanno anche alcune apsetti negativi, ossia per esempio i maggiori costi rispetto a materiali metallici convenzionali, maggiori difficoltà produttive, un certo degrado della struttura interna che può generare per esempio delaminazione e infine presentano anche una scarsa riciclabilità.

#### 1.1 Compositi rinforzati tramite fibre

Questa specifica categoria è costituita da materiali che vengono realizzati tramite l'unione di un costituente maggioritario ed uno minoritario, ossia rispettivamente la matrice e il rinforzante. La prima può essere di due tipi: *termoindurente*, ossia decompone con la temperatura e tende ad essere più rigida, o *termoplastica*, la quale tende a diventare cedevole con il calore. Per quanto riguarda il rinforzante, esso è solitamente costituito da fibre lunghe o corte oppure da particelle che fungono da filler.



Figura 1.2: Alcune fibre rinforzanti a confronto sul diagramma  $\sigma$ - $\varepsilon$ 

Nel nostro caso trattiamo, come detto, di compositi rinforzati con fibre, per cui a seconda del tipo di fibra utilizzata potremmo avere principalmente rinforzi in fibra di vetro, in fibra di carbonio, in fibra di boro o in fibra di aramide (kevlar). Generalmente le fibre di vetro rappresentano il compromesso migliore tra proprietà meccaniche e costi e proprio per questo sono le più usate in vari campi. In ambito aerospaziale per esempio sono state sviluppate le fibre vetrose S-2, usate come rinforzo nei compositi che costituiscono il case degli endoreattori a propellenti solidi e i vessel<sup>1</sup> dei sistemi di alimentazione. La fibra di aramide invece è di origine organica e presenta enorme durezza abbinata ad una bassa densità, aspetti che la renderebbero molto appetibile per applicazioni in campo aerospaziale. Tuttavia, sebbene presenti grande resistenza a trazione, è molto debole se sottoposta a compressione, inoltre degrada se sottoposta per lunghi periodi a radiazione ultravioletta per cui è utilizzata in modo limitato.

#### 1.1.1 Fibra di carbonio

Ovviamente quella che a noi più interessa è la fibra di carbonio (detta anche fibra di grafite), che a fronte di un maggior costo presenta resistenza a trazione e compressione superiori, è resistente alla corrosione e ha *ottima resistenza a fatica* rispetto alle leghe metalliche. Possiede inoltre un basso coefficiente di espansione termica e ha buona conducibilità elettrica.



Figura 1.3: Proprietà a fatica dei principali materiali aerospaziali

Chiaramente anche questa fibra presenta qualche aspetto negativo, per esempio è caratterizzata da una scarsa resistenza agli impatti, il suo essere un buon conduttore implica anche che subisca corrosione galvanica se posta in contatto diretto con leghe metalliche e macroscopicamente si comporta come un materiale abbastanza fragile. Le fibre di carbonio hanno anche l'importante proprietà di essere anisotrope, ossia presentano caratteristiche e risposte diverse se trazionate longitudinalmente o trasversalmente alla direzione delle fibre. Infatti il modulo elastico longitudinale può avere

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Serbatoi di gas pressurizzati fino a 700 bar usati nei sistemi con regolazione della pressione degli endoreattori che, tramite valvole di regolazione, permettono di mantenere la pressione di alimentazione del propellente in ingresso alla camera di spinta.

valori anche di 1000 GPa, mentre quello trasversale si attesta intorno ai 35 GPa, questo a causa dei deboli legami covalenti che legano i piani basali<sup>2</sup> della fibra in direzione trasversale.



Figura 1.4: Struttura cristallografica degli atomi di Carbonio nella fibra

La produzione di questa fibra viene fatta tramite tre metodi:

- dai residui della distillazione del petrolio o del catrame: che permette di ottenere due tipologie di fibre, ma generalmente è un metodo che si usa come alternativa meno costasa del PAN;
- dalla modifica di fibre organiche come la cellulosa (rayon): usata come precursore del PAN, ma con proprietà meccaniche inferiori e costi maggiori;
- dal PAN (poliacrilonitrile): che si ottiene tramite polimerizzazione del corrispondente monomero. Con questo metodo si ottiene la tipologia più prestazionale di fibra ed è quello usato nella maggior parte delle applicazioni ingegneristiche;

Come già accennato la disposizione e l'orientamento delle fibre nei vari strati comporta proprietà specifiche nel materiale finale, infatti laminando più strati bidimensionali uno sopra l'altro  $(-45^{\circ}/+45^{\circ} \circ 0^{\circ}/90^{\circ})$  si regolano implicitamente durezza e tensioni sopportabili. Alcune tra le configurazioni di tessitura più comuni si possono osservare nella figura 1.5 a fronte, in cui quelle *plain* e *satin* sono le più utilizzate per i compositi ad alte prestazioni. Quelle formate con la prima tipologia sono le più semplici ai fini realizzativi e risultano essere più rigide e più resistenti agli scorrimenti a taglio nel piano. Ma proprio per questi motivi, in fase di laminazione possono essere difficili da disporre su contorni poco regolari. Al contrario invece quelle fatte con la seconda tipologia sono più malleabili e ben si prestano a seguire anche i contorni meno regolari, con la controindicazione però che sono più sensibili a sforzi di taglio nel piano e meno rigide.

Riassumendo quindi, in seguito alla laminazione si possono ottenere laminati con proprietà di deformazione diverse, a seconda che si tratti di:

 $<sup>^{2}</sup>$ Quando i materiali cristallini vengono prodotti in lamine sottili tendono a crescere lungo direzioni preferenziali, le quali permettono di minimizzare l'energia superficiale, raggiungendo una configurazione energetica stabile. Queste direzioni preferenziali sono spesso ortogonali ai piani di massimo impaccamento (detti basali).

- laminati unidirezionali  $(0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ})$ , in cui le proprietà globali della lamina sono identiche a quelle della sua superficie centrale;
- laminati ortotropi (0°/90°/0°/90°), i cui la risposta meccanica è la stessa lungo 3 assi tra loro perpendicolari;
- laminati quasi-isotropi (45°/0°/45°/90°), in cui le grandezze meccaniche variano in ugual modo in tutte le direzioni;
- laminati intessuti, che come già discusso poco fa, sono generati con fibre intrecciate in due direzioni ortogonali (*warp* e *fill*);

Ai fini della trattazione di questa tesi è opportuno accennare anche alla produzione dei laminati preimpregnati, cioè dei film di fibre rinforzanti che sono state imbevute di resina in modo da essere pronte per l'applicazione su stampi. Le dimensioni e gli spessori dei preimpregnati possono variare molto, così come anche la quantità di resina contenuta che può andare dal 30% al 45% in peso. Essa è disposta sulle fibre quando è già in uno stato di lavorazione avanzato, sottoforma di semisolido, permettendo così di effettuare la laminazione e in seguito i trattamenti termici e di catalizzazione. É anche importante sottolineare che la resina subisce dei trattamenti iniziali (detti stage A della resina) al momento della formazione, per poi essere usata nel preimpregnato (stage B della resina). Durante tutta la fase di laminazione la resina è in uno stato di continua reazione termica con l'ambiente, proprio perchè con i trattamenti di cura essa tornerà in uno stato a bassa viscosità in modo da permettere l'amalgama delle fibre in tutti gli strati del laminato. Ecco quindi che è fondamentale mantenere i film di preimpregnato sempre congelati a basse temperature, così da bloccare ogni reazione della resina che altrimenti arriverebbe a catalizzare completamente prima dei trattamenti di cura.



Figura 1.5: Tipologie di tessitura delle fibre

#### 1.2 Modo di cedimento: delaminazione

Un altro aspetto rilevante per i materiali compositi è il modo in cui essi cedono strutturalmente. Chiaramente esistono diversi modi perchè questo avvenga, ma ai fini di questa trattazione può essere utile accennare al fenomeno della delaminazione. Questa viene studiata in modo rigoroso sfruttando la meccanica della frattura, sviluppando i concetti e i risultati a cui si giunge per materiali isotropi in modo da rendere valida l'analisi anche per materiali anisotropi di cui, come detto, i compositi fanno parte. Inoltre lo studio della meccanica della frattura è indispensabile in ambito aerospaziale per l'analisi della fatica, in particolare la HCF e  $LCF^3$ 

Considerando per semplicità un caso 2D come in figura 1.6, possiamo definire la cricca come un'impronta ellittica in cui l'asse maggiore vale 2a e quello minore tende a zero. Le cricche propagano all'interno dei materiali per cause diverse, ma i modi in cui esse propagano sono mostrate in figura 1.7 e sono essenzialmente 3: per apertura (modo I), per scorrimento (modo II) e per taglio (modo III).



Figura 1.6: Rappresentazione bidimensionale della cricca



Figura 1.7: Modi di propagazione della cricca

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup>Acronimi che stanno per High Cycle Fatigue e Low Cycle Fatigue. Distinguono in due categorie i fenomeni di fatica a seconda che avvengano per alto o basso numero di cicli. La HCF in particolare è molto pericolosa in quanto porta a collasso della struttura con carichi agenti ben al di sotto dei valori di snervamento.

Appare ovvio quindi che sia fondamentale capire con quale ritmo la cricca accresce all'interno del materiale. Per fare questo si può sfruttare un approccio energetico, potendo determinare il lavoro necessario per generare un incremento finito nelle dimensioni della cricca, in particolare per passare da a ad  $a + \Delta a$ :

$$W = \frac{1}{2} \int_0^{\Delta a} \sigma_y \cdot (\Delta a - r) \cdot \nu(r) \, dr \tag{1.1}$$

Dove  $\sigma_y$  è la tensione agente lungo l'asse y (responsabile dell'apertura della cricca),  $\nu(r)$  è il coefficiente di Poisson<sup>4</sup> ed r è un tratto di cricca compreso tra  $a e a + \Delta a$ (si veda la figura 1.8). Dopo di che pensando di dividere il lavoro appena trovato per l'incremento  $\Delta a$  e supponendolo infinitesimo, si ottiene la formula di Irwin del tasso di rilascio di energia:

$$G = \lim_{\Delta a \to 0} \frac{W}{\Delta a} \tag{1.2}$$

$$G = \lim_{\Delta a \to 0} \frac{1}{2\Delta a} \int_0^{\Delta a} \sigma_y \cdot (\Delta a - r) \cdot \nu(r) \, dr \tag{1.3}$$

Infine calcolando l'integrale e tenendo conto dei 3 modi di propagazione, si può determinare il tasso globale di rilascio di energia, conoscendo i fattori di intensificazione degli sforzi generatisi all'apice della cricca e i moduli di Young E.

$$G = G_I + G_{II} + G_{III} = \frac{K_I^2}{E'} + \frac{K_{II}^2}{E'} + \frac{K_{III}^2}{E} \cdot (1+\nu)$$
(1.4)

Si ricorda che quanto appena detto è valido per l'analisi di materiali isotropi, mentre per i materiali compositi di natura anisotropa le relazioni diventano più complesse in quanto entrano i gioco anche le proprietà del materiale. Anche le relazioni di  $G \in K$ sono più complicate, ma vengono definite allo stesso modo.



Figura 1.8: Fase di accrescimento della cricca

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup>Per la precisione sarebbe un coefficiente di proporzionalità, infatti esso entra in gioco nella legge di Poisson che permette di calcolare la variazione di raggio rispetto alla variazione di lunghezza che un corpo subisce.

#### 1.2.1 Principali cause di delaminazione

Può essere importante capire quali siano le cause che generano delaminazione nel materiale, onde per cui qui nel seguito se ne darà una breve descrizione.

Nella figura 1.9 vengono indicate le cause tipiche, a partire dalla geometria del pezzo, che rappresenta le problematiche maggiori. Infatti variazioni di sezioni, rastremazioni, parti curve e inclusioni (viti, fori) giocano un ruolo importante nell'innesco della delaminazione, dando vita a componenti a bassa resistenza di delaminazione, fatto che comporta una maggiore manutenzione e un incremento dei costi. Il difetto di solito si presenta in superificie, dove lo stato tensionale è più critico, dando origine a cricche che causano poi la delaminazione. Anche ai bordi del materiale c'è forte probabilità di origine di tensioni interlaminari, aspetto che viene trascurato dalle teorie classiche delle piastre, ma che nella realtà dà origine ad uno *stato di tensione 3D* non trascurabile. A tal proposito infatti si sono introdotte delle soluzioni quali rinforzi ai bordi e modifica degli angoli tra gli strati, proprio per annullare questi effetti di bordo libero.

Una delle lavorazioni meccaniche critiche invece è la perforazione o trapanatura del materiale, che genera un surriscaldamento locale e il cosidetto "peel off" degli strati più superficiali. Il primo fattore può infatti alterare le proprietà della matrice, mentre il secondo consiste nel distacco dei primissimi strati rispetto a quelli sottostanti ed interni.





Figura 1.9: Fattori causanti la delaminazione

Anche gli effetti dell'ambiente esterno e i processi produttivi hanno il loro peso quando si parla di delaminazione, infatti i materiali compositi devono subire diversi trattamenti termici e di cura che comportano il riscaldamento rapido ad alte temperature e poi il raffreddamento graduale a temperatura ambiente. Tutto ciò implica forti gradienti termici, che si traducono in piccole deformazioni all'interno del materiale, proporzionalmente al coefficiente di espansione termica, che in un componente costituito da più materiali diversi può variare. Espansioni termiche locali differenti portano ovviamente a tensioni interne diversificate, che inducono stress aggiuntivi.

Infine gli urti e gli impatti di oggetti o attrezzi da lavoro sul materiale aumentano molto lo stato tensionale in superficie, e se viene raggiunta la soglia massima di energia cinetica assorbibile dagli strati, allora si ha delaminazione tra gli strati a differente orientamento. Nel caso di componenti più spessi gli urti causano cricche in superificie e poi delaminazioni, mentre per componenti sottili l'energia degli urti può essere in parte dissipata tramite flessione e le tensioni massime si accumulano sulla superficie inferiore rispetto al punto di contatto.



Figura 1.10: Alcuni aspetti della delaminazione tra quelli descritti



Figura 1.11: Esempio lampante di delaminazione causata da un foro

## Capitolo 2

## Sensori a fibra ottica

Per gli scopi che ci si è prefissati con questa tesi appare indispensabile trattare l'argomento delle fibre ottiche, in particolare: quali sono le modalità di funzionamento, le tecniche d'avanguardia che le utilizzano e le metodologie di accoppiamento con i materiali compositi per dar vita alle *Health Monitoring Structures*. In questa sede il concetto delle HMS verrà trattato ed applicato in maniera più semplificata, ma l'idea che sta alla base è la medesima, cioè quella di ottenere come fine ultimo dei sistemi meccanici ottimizzati che imitino la funzione di un organismo biologico come per esempio il corpo umano. In altre parole si parla di applicare sensori, attuatori, sistemi di diagnostica e telemetria in modo da avere delle strutture che siano intelligenti e flessibili e siano in grado di monitorare, ed eventualmente modificare in base alle esigenze, il proprio stato di funzionamento.

La fibra ottica ha preso piede in anni recenti grazie alle sue prestazioni superiori in termini di trasmissione del segnale e minor attenuazione rispetto ai cavi tradizionali in rame. Permette quindi trasmissioni a distanze maggiori con perdite di attenuazione molto inferiori. Chiaramente comporta anche alcuni svantaggi in confronto a sistemi tradizionali, ma considerando gli aspetti positivi qui vengono elencati i principali:

- 1. i cavi a fibre ottiche hanno spessori inferiori rispetto ai cavi tradizionali;
- 2. si possono raggiungere dei data rate che vanno da qualche Mb/s fino a diversi Gb/s;
- 3. maggiore sicurezza nella trasmissione dei dati in quanto non è possibile intercettarne il segnale ed è sostanzialmente impossibile estrarlo senza che la cosa venga rilevata;
- 4. copertura di segnale per aree molto vaste tramite l'utilizzo di ripetitori e riceventi;
- 5. immunità ad interferenze elettromagnetiche e sonore;
- l'abbinamento con multiplexer ottici permette di incrementare la capacità di dati e quindi la redditività del sistema;
- 7. discreta economicità di installazione e utilizzo.

Lo svantaggio più significativo per i sistemi a fibre ottiche è che il segnale inviabile attraverso di esse non può eccedere un certo limite di potenza.

#### 2.1 Struttura e caratteristiche delle fibre ottiche

A livello macroscopico si presentano come dei filamenti flessibili di materiale vetroso o polimerico. Internamente sono costituite da un *core* più interno e uno strato più esterno detto *cladding*. Presentano inoltre ulteriori strati di rivestimento esterni, il principale è il *jacket* con funzione di guaina protettiva contro corrosione e ambiente esterno. Le fibre ottiche resistono senza problemi a condizioni climatiche estreme e hanno un peso molto contenuto, si parla di appena qualche decina di grammi per chilometro. Una rappresentazione realistica di quanto appena descritto è osservabile in figura 2.1.

Sono assemblate da più strati coassiali che consentono la trasmissione dei segnali luminosi grazie alla riflessione delle onde tra i due strati sopra descritti, che presentano indici di rifrazione diversi (maggiore per il core). A seconda della lunghezza d'onda del segnale sorgente, della geometria interna e degli indici di rifrazione presenti, possono propagare diversi modi all'interno della fibra. Si distinguono infatti fibre "singlemode" e "multimode" che si usano per le applicazioni sensoristiche, ma quelle monomodali sono preferite in quanto hanno maggiore sensibilità agli sforzi tensionali. Un' ulteriore classificazione viene fatta in base alla parte di fibra che funge da sensore, perciò si parla di fibre intrinseche quando è la fibra stessa l'elemento sensitivo, mentre si parla di fibre estrinseche quando la fibra ha il solo compito di trasmettere il segnale luminoso. Questo secondo tipo sfrutta la parte esterna come zona sensitiva e viene usata perlopiù per invio di segnali, trovando applicazione nei sistemi di comunicazione. Le fibre intrinseche invece hanno entrambe le funzioni e quando la struttura su cui sono installate subisce deformazioni o tensioni, allora la fibra stessa viene deformata e il segnale al suo interno viene trasmesso con proprietà ottiche differenti rispetto a prima e ciò viene rilevato come un mutamento nella struttura. È chiaro quindi che questa tipologia avrà un ruolo importante nello sviluppo di sistemi di rilevazione e sicuramente sarà protagonista di grandi progressi nel corso dei prossimi anni.

Le fibre ottiche vengono scelte per gli utilizzi specifici soprattutto in base alle proprietà dei loro trasduttori o meccanismi di modulazione. Questi determinano le modalità con cui il segnale viene trasmesso, in particolare influiscono su polarizzazione, intensità, lunghezza d'onda e fase di ognuno di essi. Per questo nel corso del tempo sono stati sviluppati numerosi sensori con obiettivi differenti, a seconda del parametro dell'onda che la misurazione poteva influenzare.



Figura 2.1: Schema strutturale di un cavo a fibra ottica

Le fibre ottiche inoltre vengono realizzate sfruttando due materiali costitutivi, ovvero il vetro o materiale polimerico. Nello specifico ciò che viene prodotto con questi due materiali sono il core e il cladding, ossia le componenti chiave per la trasmissione del segnale. Vediamo più nel dettaglio le due tipologie costruttive:

- Fibre ottiche polimeriche: sfruttano materiali quali i policarbonati, i policianurati ed i polisilossani che devono essere trasparenti alla radiazione che si utilizza. Ne risultano fibre meno fragili rispetto a quelle in vetro, più adatte per distanze limitate, infatti sono adottate molto in campo aerospaziale, automotive e medico.
- Fibre ottiche silicatiche: realizzate da silice a cui sono aggiunti elementi diversi a seconda che si realizzi il core o il cladding, in modo da rendere diversi i coefficienti di rifrazione. É sufficiente una differenza del 1% tra i due affinchè la fibra funzioni. Per il core si aggiunge del germanio aumentando il coefficiente, mentre per il cladding si addiziona del boro per diminuirlo.

#### 2.1.1 Principi fisici di funzionamento

Per quanto a prima vista possa sembrare semplice la trasmissione del segnale in base a quanto appena descritto, le leggi fisiche che ne regolano il funzionamento sono piuttosto articolate. Qui non tratteremo in modo approfondito i passaggi matematici, ma è comunque importante conoscere questi meccanismi alla base del comportamento macroscopico, soprattutto perchè ci permettono di predire l'andamento di un segnale luminoso inteso come onda elettromagnetica, in particolar modo quando siamo al di fuori della soglia del visibile.<sup>1</sup>

Le fibre ottiche sfruttano la rifrazione del segnale luminoso in input, proprietà secondo cui un'onda elettromagnetica viene deviata con angoli differenti all'interfaccia tra due materiali, a seconda del loro indice di rifrazione. In questo modo calibrando gli indici di rifrazione si possono creare dei "percorsi" per il segnale luminoso. Il fenomeno della rifrazione è descritto dalla *legge di Snell*, illustrata nella figura 2.2 nella pagina seguente.

Partendo dalla figura (a) si può osservare la rifrazione di un raggio luminoso da un mezzo a indice di rifrazione maggiore  $n_1$ , ad uno a rifrazione inferiore  $n_2$ , con un angolo  $\vartheta$  di incidenza e  $\vartheta'$  di rifrazione. Tenendo presente che si deve avere  $0 \le \vartheta \le \vartheta_c$ e  $0 \le \vartheta' \le \pi/2$ , dove  $\vartheta_c$  rappresenta l'angolo critico limite, allora secondo la legge di Snell si ha che:

$$n_1 \cdot \sin \vartheta = n_2 \cdot \sin \vartheta' \tag{2.1}$$

Nel caso in cui  $\vartheta \to \vartheta_c$  allora si ottiene il caso in figura (b), in cui  $\vartheta' \to \pi/2$  e si può ricavare che

$$n_1 \cdot \sin \vartheta_c = n_2 \tag{2.2}$$

 $<sup>^{1}</sup>$ Quella che noi chiamiamo luce, è solo una piccola parte dello spettro elettromagnetico globale. Le onde elettromagnetiche (o radiazioni elettromagnetiche) sono caratterizzate da una determinata energia e quindi lunghezza d'onda, tra loro inversamente proporzionali. A seconda della lunghezza d'onda, una radiazione elettromagnetica apparterà ad una certa regione dello spettro, come per esempio gli infrarossi, i raggi gamma, i raggi X e le onde radio. La parte di radiazione visibile ad occhio nudo è una parte molto limitata se confrontata con le altre.



Figura 2.2: Rifrazione di un'onda elettromagnetica - legge di Snell

Il raggio luminoso tuttavia non viene soltanto rifratto ma una parte di esso viene sempre riflessa. Per questo è possibile individuare quell'angolo critico  $\vartheta_c$  per cui si ha riflessione totale.

$$\arcsin\vartheta_c = \frac{n_2}{n_1} \tag{2.3}$$

Nel caso ulteriore in cui  $\vartheta > \vartheta_c$  allora si ha riflessione totale interna, come mostrato in figura (c), in cui l'angolo riflesso è pari a quello di incidenza. É proprio questo il caso sfruttato dalla tecnologia delle fibre ottiche, in cui il mezzo a coefficiente di rifrazione  $n_2$  è il cladding e quello  $n_1$  si riferisce al core. In altre parole ne risulta una trasmissione del segnale secondo una linea segmentata fatta di "rimbalzi" lungo tutto il condotto del cavo.

É possibile inoltre stimare la quantità, o meglio la frazione R, di radiazione riflessa anche quando  $\vartheta < \vartheta_c$ .

$$R = \left(\frac{n_1 - n_2}{n_1 + n_2}\right)^2 \tag{2.4}$$

Questa è la relazione di Fresnel, valida per luce polarizzata<sup>2</sup> e se si è nel caso di riflessione totale interna si avrà che R = 1 in quanto  $\vartheta > \vartheta_c$ . Se invece si avesse R = 0allora significherebbe avere  $\vartheta + \vartheta' = \pi/2$  o similmente  $\vartheta_r + \vartheta' = \pi/2$ , in quanto l'angolo del raggio riflesso è uguale a quello del raggio incidente. L'angolo di incidenza  $\vartheta$  per cui questo si verifica prende il nome di angolo di Brewster, ed esiste una relazione tra questo e gli indici di rifrazione dei due mezzi, infatti se assumiamo il pedice B riferito alle grandezze di questo caso e facciamo il rapporto dei seni degli angoli  $\vartheta e \vartheta'$  si ottiene

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup>La luce è detta polarizzata quando i campi elettrici e magnetici della radiazione sono ben definiti e perpendicolari alla direzione di propagazione. Quando invece, pur rimanendo perpendicolari alla direzione di propagazione, i due campi hanno una distribuzione casuale si parla di luce non polarizzata. La luce naturale è un esempio di questo secondo caso.

$$\frac{\sin\vartheta_B}{\sin\vartheta'_B} = \frac{\sin\vartheta_B}{\sin\left(\frac{\pi}{2} - \vartheta'_B\right)} = \frac{\sin\vartheta_B}{\cos\vartheta_B} = \tan\vartheta_B$$

Ma tramite l'equazione (2.1) allora risulta che

$$\frac{\sin\vartheta}{\sin\vartheta'} = \frac{n_2}{n_1} \implies \tan\vartheta_B = \frac{n_2}{n_1}$$

quindi l'angolo di Brewster risulta essere

$$\vartheta_B = \arctan\left(\frac{n_2}{n_1}\right) \tag{2.5}$$

Per cui noto quest'angolo si ha una misura degli indici di rifrazione dei due mezzi. Nella tabella 2.1 vengono confrontati i parametri e gli angoli finora analizzati per alcuni materiali.

Materiale	$n_1$	$\vartheta_c$	$\vartheta_B$	R
Acqua	1.333	48.6	37	0.02
Vetro	1.50	41.8	33.7	0.04
Cristallo	1.90	31.8	27.8	0.10
Diamante	2.417	24.4	22.5	0.17

Tabella 2.1: Materiali a confronto per i parametri analizzati

#### 2.1.2 Diffrazione ed interferenza

Questi due fenomeni entrano in gioco in modo congiunto quando radiazioni luminose passano attraverso delle fenditure per esempio. In particolare si parla di interfenza quando si ha la sovrapposizione di due o più onde elettromagnetiche nello spazio, la cui intensità può essere diversa dalla semplice somma delle onde di partenza. Infatti possono esistere due casi possibili quando questo fenonemo avviene: *interferenza costruttiva* e *interferenza distruttiva*. Nel primo caso si intende che l'onda risultante ha un'intensità maggiore della somma delle intensità delle singole onde costitutive, al contrario per il secondo caso. L'interferenza è un fenomeno assolutamente comune e osservabile anche nel quotidiano, basti pensare alle increspature che scaturiscono su di uno specchio d'acqua se perturbato.

La diffrazione invece è il comportamento delle onde secondo cui il loro passaggio attraverso delle fenditure comporta l'incurvatura delle onde stesse e quindi la nascita di nuove sorgenti d'onda. In questo modo, a partire da ogni spigolo, si avranno nuovi fronti di propagazione d'onda. Un esempio eloquente di quanto appena descritto è mostrato 2.3 nella pagina seguente, in cui si sfrutta l'analogia con le onde sonore, per le quali il concetto non cambia. Grazie alla diffrazione, le onde sonore che attraversano le aperture diffraggono sugli spigoli e si generano nuove sorgenti in corrispondenza dei punti rossi in figura. É per questo che un ipotetico ascoltatore anche se non si trova di fronte alla porta riesce comunque a percepire il suono.

La diffrazione è dovuta all'interferenza quindi, e il legame tra i due fenomeni è sancito dal *principio di Huygens*. Esso in sostanza afferma appunto che ogni punto di un



Figura 2.3: Diffrazione delle onde attraverso un'apertura

fronte d'onda si comporta da sorgente per onde sferiche secondarie, le quali avranno anch'esse un fronte d'onda costituito dalla loro superficie tangente. I sensori a fibra ottica a reticolo di Bragg sono un tipico esempio di applicazione della diffrazione, ed essendo parte importante della seguente tesi è opportuno comprenderne il funzionamento fisico di base, anche se verrano trattati in maniera più approfondita nei paragrafi successivi.

#### 2.1.3 Deterioramento del segnale nelle fibre ottiche

Per ovvi motivi questo aspetto è molto importante quando si devono utilizzare sensori a fibre ottiche, anche se gli effetti deleteri della dispersione influiscono meno nelle applicazioni in cui il sensore è relativamente corto come nel nostro caso. Le cause primarie di perdita di segnale sono essenzialmente tre:

- dispersione
- assorbimento
- scattering

La dispersione può essere vista come lo "spacchettamento" di un segnale in più raggi con direzione diversa, in particolare ce ne saranno alcuni con propagazione lungo l'asse del condotto, mentre altri che seguono direzioni oblique qualsiasi. É quindi ovvio che i raggi con direzione rettilinea, o quasi, percorreranno lo stesso spazio ma in tempi inferiori rispetto agli altri, quindi si avrà che

$$t_{ax} = \frac{n_1 l}{c} \tag{2.6}$$

in cui l è la lunghezza del tratto percorso,  $n_1$  è l'indice di rifrazione del core e c la velocità della luce.<sup>3</sup>

 $<sup>^{3}</sup>$ La velocità di propagazione della radiazione elettromagnetica è considerata una costante fisica universale nell'ambito della relatività ristretta. Nel vuoto è stimata a 299'792'458 m/s (approssimata a 300'000 Km/s).

Invece i raggi che hanno direzioni oblique percorrerano la stessa distanza ma con un tempo pari a

$$t_{ob} = \frac{n_1 l}{c \cdot \cos \phi_m} \tag{2.7}$$

In cui  $\phi_m$ , come si può osservare dalla figura 2.4<sup>4</sup>, è l'angolo tra la direzione del raggio e l'asse della fibra nel caso limite in cui non ci sia attenuazione del segnale.



Figura 2.4: Propagazione in obliquo delle onde all'interno della fibra

L'equazione (2.7) può essere sviluppata notando dalla figura che  $\phi_m = 90^\circ - \vartheta_c$  e sostituendo l'equazione (2.2) opportunamente riordinata si può scrivere:

$$\frac{n_1 l}{c \cdot \cos \phi_m} = \frac{n_1 l}{c \cdot \sin \vartheta_c} = \frac{n_1 l}{c} \cdot \frac{n_1}{n_2}$$

infine tenendo conto della (2.6) si ha

$$t_{ob} = \frac{n_1}{n_2} \cdot t_{ax} \tag{2.8}$$

Si può quindi facilmente calcolare il ritardo che la propagazione dei raggi obliqui comporta rispetto a quelli assiali, semplicemente facendo la differenza tra i tempi:

$$\Delta T = t_{ax} - t_{ob} = \frac{n_1 l}{c} \left( \frac{n_1 - n_2}{n_2} \right) = \frac{\Delta n}{c} \frac{n_1}{n_2} l$$
(2.9)

Il calcolo del  $\Delta T$  è molto importante perchè ci permette di ricavare un parametro indicativo per le prestazioni della fibra, ovvero il rapporto  $\Delta T/l$ . Siccome all'interno del tratto di fibra il segnale si divide in tante direzioni durante il percorso, si ottiene un certo tempo di dispersione che costituisce un limite al data rate che la fibra è in grado di sostenere. Anche i materiali con cui entra a contatto il segnale inducono una dispersione, infatti la luce ha un'attenuazione della sua velocità ad un valore pari a c/ndove n è l'indice di rifrazione del mezzo in questione. Perciò il tempo di arrivo dell' impulso è variato.

Com'è ben noto la teoria scientifica prevede due approcci diversi su come considerare la natura della luce. Ecco, per capire il fenomeno dell'assorbimento conviene considerare la radiazione luminosa come corpuscolare, costituita cioè da un insieme di particelle dette fotoni, tutti con una certa frequenza ed energia. Un fascio di fotoni che viaggia nello spazio e incontra un mezzo subisce una variazione di energia, e di conseguenza alcuni fotoni che hanno una particolare banda di frequenza potrebbero essere assorbiti

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup>Nella figura è presente l'angolo  $\alpha_m$  che rappresenta l'incidenza con cui la radiazione entra nel tratto di fibra. Il seno di quest'angolo prende il nome di *apertura numerica* e indica la porzione di segnale che la fibra è in grado di raccogliere e trasmettere tramite riflessione totale.

dal mezzo: questo è l'assorbimento. Si definisce infatti *trasparenza ottica* la proprietà dei fotoni di diffondere attraverso un mezzo senza perdita di energia.

Lo scattering infine si ha quando un fotone interagisce a livello energetico con le molecole di un materiale e subisce una deviazione dalla traiettoria iniziale. É un fenomeno che avviene con la presenza di urti e ciò significa che si può avere lo scattering elastico (detto di Rayleigh) e quello anaelastico (detto di Raman).

#### 2.2 Sensori ottici a reticolo di Bragg (FBG)

Gli FBG sono sensori applicati alle fibre ottiche che sfruttano la diffrazione per "separare" la radiazione in base al suo spettro. Nel core della fibra vengono inscritti dei reticoli che hanno la funzione di filtro ottico e permettono di separare la luce policromatica in modo da ottenere la sue componenti monocromatiche. Questa separazione avviene grazie ai meccanismi di diffrazioni trattati nel paragrafo 2.1.2 e consentono di selezionare una certa lunghezza d'onda della radiazione in arrivo per essere diffratta e poi trasmessa lungo la fibra, e le restanti lunghezze d'onda verrano riflesse indietro dal reticolo stesso. Nello specifico i reticoli sono costituiti da zone d'ombra e zone luminose che creano la variazione di indice di rifrazione del core. Quindi siccome sia i reticoli che le fibre stesse hanno proprietà ottiche linearmente dipendenti da tensioni e variazioni di temperatura, gli FBG risultano essere ottimi sensori strutturali basati su una logica di filtraggio a banda stretta.



Figura 2.5: Funzionamento del sensore a reticolo di Bragg

Considerando che questi sensori sono integrati nella fibra ottica, la loro applicazione comporta tutti i vantaggi dati da quest'ultima e già accennati all'inizio del paragrafo 2.1, più altri tra i quali:

- ottima integrazione con strutture in composito, con installazione sia superficiale che interna agli strati;
- per ogni canale di ricezione dati dell'hardware si possono gestire fino a 20 FBG;
- la dipendenza lineare tra proprietà ottiche del sensore e proprietà meccaniche del materiale permette di avere ambiguità nulla sulle misurazioni;
- sono di facile installazione e hanno scarsissimo ingombro.

Tuttavia presentano anche alcuni aspetti sfavorevoli come per esempio:

- perdite causate dalla connesione tra più fibre;
- perdite notevoli a causa di curvature;
- sensibilità ai gradienti di temperaura;
- alterazione del segnale se sottoposti a sollecitazioni laterali che generano birifragenza. $^5$

#### 2.2.1 Principi di funzionamento

Come detto in precedenza gli FBG fungono da filtri in banda stretta, questo significa che quando una radiazione in banda larga entra nella fibra ottica il reticolo di Bragg riflette indietro tutto ciò che ha lunghezza d'onda pari a quella di Bragg ( $\lambda_B$ ). Essi quindi sono dei trasduttori che consentono di convertire una deformazione in un segnale optoelettronico, ciò avviene perchè il passo del reticolo cambia e la lunghezza d'onda riflesse indietro varia. Il fenomeno è ben rappresentato in figura 2.6.



Figura 2.6: Meccanismo di funzionamento del sensore a reticolo di Bragg

Quindi sapendo che  $\Lambda_B$  è la spaziatura della griglia (o passo) del reticolo,  $\lambda_B$  viene definita come segue

$$\lambda_B = 2n\Lambda_B \tag{2.10}$$

La cosa importante è che quando la struttura subisce un deformazione allora questa è trasmessa al sensore e di conseguenza al reticolo, la cui  $\lambda_B$  varia. Perciò è possibile rilevare la deformazione con la seguente equazione

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (1 - \rho_e)\varepsilon \frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = K_{\varepsilon}$$
(2.11)

 $<sup>{}^{5}</sup>$ É un fenomeno che dipende dalla polarizzazione della luce e comporta lo sdoppiamento del raggio luminoso in uscita, ossia si ha un raggio che rispetta la legge di Snell ("raggio ordinario") e uno no (raggio "straordinario").

in cui  $\rho_e$  è il coefficiente foto-elastico del materiale che costituisce la fibra, mentre  $\varepsilon$  è la deformazione longitudinale. Questi e altri valori tipici per tali sensori sono riportati in tabella 2.2 nella pagina successiva.

Tuttavia si è detto che anche la temperatura influisce sulle proprietà ottiche del sensore, difatti è possibile determinare lo spostamento della lunghezza d'onda di Bragg semplicemente derivando l'equazione (2.10) rispetto alla temperatura

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\Delta T} = 2\left(n\frac{\partial\Lambda_B}{\partial T} + \Lambda_B\frac{\partial n}{\partial T}\right) \tag{2.12}$$

Come si vede dall'equazione, un aumento di temperatura modifica le dimensioni della griglia di Bragg e l'indice n. Inoltre l'equazione (2.12) può essere riscritta per il caso di piccole variazioni di temperatura in una relazione lineare, che perde però di validità nel momento in cui le variazioni diventano considerevoli e si rendono necessarie interpolazioni non lineari. Tornando al caso di piccole variazioni di temperatura quindi si avrà

$$\Delta \lambda_B = \lambda_B (\alpha_f + \alpha_n) \Delta T \tag{2.13}$$

in cui  $\alpha_f$  è il coefficiente di dilatazione termica della fibra e  $\alpha_n$  è il coefficiente termoottico.

#### 2.2.2 Aberrazione termica del segnale

Quanto appena descritto nel paragrafo precedente può quindi rappresentare un problema nei confronti della veridicità dei dati registrati dal sensore e occorre adottare delle correzioni. Nel caso di strutture aeronautiche la precisione dei dati è essenziale e di conseguenza gli strumenti e le logiche di controllo devono essere allo stato dell'arte, onde per cui vengono adottati metodi specifici come l'adozione di un sensore ridondante escluso dalle tensioni strutturali, in modo che registri esclusivamente la temperatura. Questo metodo è particolarmente adatto per strutture in materiale composito come quelle analizzate nel nostro caso. Se consideriamo di nuovo l'equazione (2.13), i coefficienti  $\alpha_f$  ed  $\alpha_n$  sono stati ricavati dividendo l'equazione (2.12) per la (2.10). Nello specifico i due coefficienti risultano

$$\alpha_f = \frac{\partial \Lambda_B}{\partial T} \frac{1}{\Lambda_B} \qquad \alpha_n = \frac{\partial n}{\partial T} \frac{1}{n}$$

e quindi la (2.13) si può riscrivere come

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = K_T \Delta T \tag{2.14}$$

In cui  $K_T$  rappresenta il coefficiente di sensibilità termica della griglia di Bragg e il suo valore, tramite quello dei due coefficienti, può essere supposto costante in prima approssimazione per ogni campo di temperatura.

Si tenga conto infatti che i due diversi materiali costituenti la fibra hanno drogaggio diverso e quindi rispondono in maniera differente a deformazioni e sollecitazioni termiche. Ecco perchè occorre stabilire prima la sensibilità esatta del sensore. Basti pensare che con 1 °C si otterrebbero le stesse variazioni sul reticolo che si avrebbero se applicassi una deformazione di 10  $\mu\varepsilon$ .

Grandezza	Simbolo	Valore
Coeff. foto-elastico Coeff. di dilatazione termica Coeff. termo-ottico Coeff. di sensibilità termica	$\rho_e \\ \alpha_f \\ \alpha_n \\ K_T$	$\begin{array}{c} 0.212 \\ 5.77 \cdot 10^{-6} / ^{\circ}\mathrm{C} \\ 0.55 \cdot 10^{-6} / ^{\circ}\mathrm{C} \\ 6.32 \end{array}$

Tabella 2.2: Valori plausibili per le grandezze di una fibra a $\lambda=1550~{\rm nm}$ 

### 2.3 Integrazione dei sensori FBG con strutture in composito e prestazioni

L'applicazione dei sensori FBG su strutture oggetto di analisi può avvenire tramite installazione superficiale o interna al materiale stesso. Nel primo caso ovviamente si hanno minori complicazioni ma anche minor precisione e sensibilità nella misura. Nel secondo caso invece la precisione dei dati è superiore ma la si paga con una complessità in fase costruttiva della struttura, che deve tener conto delle proprietà meccaniche della fibra.

Quando vengono previste internamente al materiale il problema principale è relativo alle dimensioni della fibra stessa, infatti seppur molto piccola, risulta essere comunque più grande delle fibre che costituiscono un materiale composito. Questo implica che le caratteristiche meccaniche del materiale cambino localmente in quanto attorno alla fibra si concentreranno maggior quantità di resina. In ogni caso però l'effetto deleterio nei confronti delle misurazioni è molto contenuto. Si può osservare in figura 2.7 le dimensioni relative per diversi tipi di composito, partendo da sinistra rispettivamente abbiamo: fibre unidirezionali, fibre cross-ply e fibre intessute.



Figura 2.7: Cavo di sensore in fibra ottica immerso in materiale composito

Ciò che è da tenere in considerazione quando si vogliono predisporre sensori interni al materiale, è che essi creano maggiori modifiche nelle caratteristiche di quest'ultimo se sono inseriti perpendicolarmente alla direzione delle fibre. Al contrario, se montanti lungo la medesima direzione delle fibre del composito implicano effetti trascurabili, come si accenava poco fa. Per riassumere quindi, all'atto dell'installazione dei sensori nel materiale occorre la conoscenza di specifici aspetti quali:

- micromeccanica e dinamica tra materiale e sensori FBG;
- individuazione del metodo più affidabile per l'integrazione;
- l'influenza che il sistema di sensori può avere sul materiale stesso e le sue proprietà;
- determinazione di possibili orientamenti e disposizioni del sensore;

#### 2.3.1 Interfaccia tra sensori e materiale

L'adesione del sensore con il materiale è di fondamentale importanza, infatti deve garantire durabilità ma soprattutto sopportare carichi elevati. É molto probabile infatti che i sensori vengano montati nelle zone più sollecitate della struttura, proprio perchè sono le parti che più interessano nel monitoraggio della salute delle stesse. Proprio per questo quindi devono poter resistere a grandi carichi concentrati e l'incollaggio deve impedire il distacco.

Un ulteriore aspetto è quello che riguarda il rivestimento dei sensori stessi, che ne aumenta la vita, la resistenza e una maggiore distribuzione dei carichi concentrati. Inoltre, nonostante si preveda di applicare i sensori collinearmente al rinforzo del composito, alle estremità della fibra ottica si genera comunque un certo effetto di *resin eye*, ovvero un accumulo di resina. Ecco quindi che è preferibile non applicare i sensori ai confini del materiale in quanto le zone di resin eye sono zone in cui i sensori tendono a distaccarsi. Tale accortezza risulta ancor più necessaria se le componenti in gioco subiranno una vita a fatica con alto numero di cicli.

## Capitolo 3

## Design and molding process del componente in fibra di carbonio

Tutto quanto detto finora era in funzione di ciò che si sta per presentare, infatti a monte di tutta questa analisi c'è l'obiettivo di realizzare un componente su cui poter applicare i sensori a fibra ottica. Tale componente è appunto il tronco di fusoliera di coda dell'aeromodello da competizione del team Icarus del Politecnico, con cui ho collaborato per lo sviluppo. Di seguito viene fatta una breve presentazione del progetto dell'aeromodello in questione per fornire un'idea di massima di ciò che serviva e del componente che ho realizzato.

#### 3.1 Preambolo: air cargo challenge

L'air cargo challenge, abbreviato appunto ACC, è una competizione di aeromodellismo a livello internazionale che si tiene ogni due anni, a cui partecipano team di svariate università nel mondo. L'obiettivo è far volare un aeromodello controllato a distanza, propulso elettricamente e dotato di payload, facendogli compiere un certo percorso ovale, rispettando ovviamente tutte le specifiche del regolamento per il progetto. Il successo nella competizione non è solamente dettato dal tempo impiegato per compiere il percorso, ma anche dalla qualità costruttiva dell'aeromodello e dall'utilizzo di tecniche o applicazioni ingegneristiche innovative. Prima del volo infatti, ogni modello viene esaminato a fondo e vengono effettuati dei test di carico statico a terra per poter avere l'approvazione al decollo.

Il team Icarus del Politecnico ha partecipato a questa competizione per la prima volta solamente nel 2017, realizzando però un risultato ottimo considerando l'assoluta novità del progetto per il team. Le specifiche originali del modello prevedono dei controlli di volo basilari ovviamente, per garantire pesi molto contenuti e affidabilità. Sono previsti infatti delle superfici mobili sulle ali per il controllo del beccheggio e il timone di coda in configurazione classica a T rovesciata<sup>1</sup> si occupa del controllo di imbardata. Sulla parte anteriore è presente l'elica propulsiva alimentata come detto da un motore elettrico dedicato.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Nei velivoli in generale, l'impennaggio di coda rappresenta una parte fondamentale per la stabilità e controllo del volo. Ne esistono di varie configurazioni: a T, a T rovesciata, a V, a doppio sbalzo ecc. Tutti garantiscono dinamiche e geometrie specifiche.

Tuttavia quest'anno il team ha previsto alcune modifiche al concetto originale, in particolare vi era l'esigenza di garantire una maggiore manovrabilità, soprattutto in caso di manovre strette. Tale obiettivo è stato raggiunto con l'adozione di una coda a V, ossia costituita da due impennaggi verticali posti ad una certa inclinazione tra loro, in cui non è presente lo stabilizzatore orizzontale. Nelle figure 3.1 e 3.2 è possibile osservare i due aeromodelli realizzati nelle due configurazioni appena descritte.



Figura 3.1: Primo aeromodello realizzato con coda in configurazione classica a T rovesciata



Figura 3.2: Nuova versione realizzata con l'impennaggio di coda a V

Dal punto di vista realizzativo, la coda a V era stata progettata in modo che la fusoliera fosse troncata nella sua parte finale di coda e li vi fosse inserita una parte aggiuntiva realizzata tramite stampante 3D. Questa, oltre a fornire una congiunzione aerodinamica con il resto della fusoliera, era sede degli attacchi dei profili dell'impennaggio, era quindi una parte critica della struttura.

Si veda inoltre, grazie all'immagine 3.3 nella pagina successiva, la messa in tavola dell'aeromodello nella sua prima progettazione, in modo da fornire al lettore un più preciso riscontro su dimensioni e geometrie.



Figura 3.3: Messa in tavola dell'aeromodello con quotature

#### 3.2 Progettazione CAD del nuovo tronco di fusoliera

Come accennato quindi il progetto di partenza prevedeva la parte posteriore della fusoliera costituita da una parte terminale distinta, sede degli attacchi per gli impennaggi. Il progetto tuttavia doveva ancora essere sviluppato per permettere l'incastro esatto sul tronco di fusoliera. In altre parole le due parti distinte, osservabili in figura 3.4, dovevano essere adattate ed assemblate, è il tutto doveva essere congruente alle specifiche richieste, garantendo anche la maggior efficienza aerodinamica possibile.



Figura 3.4: Cad del vecchio progetto della parte posteriore della fusoliera

Tuttavia al momento della realizzazione del nuovo componente si è deciso di ripensare la struttura e perciò si è partiti dal modificare il disegno. In primo luogo per permettere l'integrazione degli attacchi di coda al tronco, realizzando il tutto in materiale composito, e in secondo luogo per assicurare maggior integrità e continuità strutturale all'insieme. Per fare ciò si sono rese necessarie anche alcune modifiche alla struttura globale, la cui rastremazione è stata adattata in modo da diventare continua con la sezione terminale aggiuntiva.

Le problematiche più incisive tuttavia si sono presentate a causa della tecnica realizzativa del pezzo. Come verrà descritto profusamente nel seguito, il componente è stato laminato manualmente con strati di fibra di carbonio con tecnica di tipo *hand lay-up*, onde per cui:

- non era possibile produrre un pezzo chiuso, o aperto solo da un lato, perchè non sarebbe stato possibile laminarlo in modo appropriato in quanto non si potevano raggiungere tutte le parti interne;
- per la creazione degli stampi si dovevano evitare parti in sottosquadra, ossia zone in cui la fresa non è fisicamente in grado di lavorare il materiale a causa della sua forma.

Questi due aspetti quindi hanno influenzato molto il progetto finale, che però è risultato essere particolarmente adeguato rispetto agli obiettivi prefissati citati prima senza rendere la successiva laminazione eccessivamente complicata.

In figura 3.6 nella pagina successiva è quindi riportata una prima vista del disegno Cad finale della parte appena discussa. Come si vede tutti i punti trattati prima sono stati rispettati e nella parte finale è stato aggiunto un pezzo di chiusura che si andrà ad unire ad incastro alla coda.



Figura 3.5: Disegno Cad complessivo della nuova fusoliera



Figura 3.6: Dettaglio della parte terminale della nuova fusoliera

Qui di seguito si riportano ulteriori immagini di dettaglio del progetto finale, due delle quali per evidenziare la zona critica in cui si eseguiranno i fori per gli impennaggi e il bordo di congiunzione tra l'attacco dei profili e il corpo fusoliera, che come vedremo rappresenta alcune criticità in fase di laminazione.



Figura 3.7: Dettaglio della parte terminale di coda

#### 3.2.1 Progettazione e realizzazione degli stampi

La progettazione degli stampi è avvenuta tramite software dedicato associato alla fresa a 5 assi, con la quale sono stati prodotti. Ovviamente a partire dal disegno della fusoliera si sono estrapolate le geometrie per lo stampo e il tutto è stato simulato dal software in modo da verificare che tutte le parti fossero lavorabili dalla punta della fresa stessa. La zona forse un pò più critica per la fresatura è stata quella del bordo degli attacchi dei profili, che risultano inclinati e il raccordo molto stretto, tuttavia con apposita punta di dimensioni molto piccole, è stato possibile reaizzarli con ottima precisione. In figura 3.8 viene mostrato il disegno estrapolato tramite software e inviato alla fresa per la lavorazione. Si è scelto di realizzare questi stampi in modo da produrre poi il pezzo in due metà, immaginando di sezionarlo con un piano laterale alla metà della sua larghezza. La fusoliera stessa infatti presenta simmetria perfetta proprio rispetto a questo piano, perciò era la scelta più logica per la produzione.



Figura 3.8: Disegno Cad degli stampi

Il materiale usato per gli stampi è il RAMPF WB-0700, una resina epossidica di colore verde dai costi contenuti ma con buone proprietà meccaniche e di lavorazione. Come accennato è stata usata una fresa 5 assi<sup>2</sup> per la lavorazione, che rappresenta la soluzione più moderna e avanzata nel campo delle lavorazioni meccaniche. Le frese di questo tipo comportano alcuni vantaggi significativi:

- 1. riduzione dei tempi di lavorazione;
- 2. possibilità di utilizzare utensili piatti rimanendo sempre perpendicolari alla superificie;
- 3. possibilità di lavorazione con il pezzo inclinato, raggiungendo tutta la superficie lavorabile;

 $<sup>^2\</sup>mathrm{Per}$ questa lavorazione è stata usata una fresa <br/>a5assi a controllo numerico.
4. maggior precisione di lavorazione.



Figura 3.9: Blocchi di resina fissati e pronti per la fresatura

Nel seguito invece vengono riportate le immagini degli stampi in fase conclusiva (figura (a)) e il dettaglio della parte di coda (figura (b)).



Figura 3.10: Stampi - risultato finale

Infine gli stampi sono stati trattati con uno specifico prodotto distaccante, al fine di colmare le porosità del materiale resinoso ed eliminare tutte le eventuali impurità o residui presenti sul materiale. Ma soprattutto è stato fatto in modo tale che la fibra di carbonio, dopo aver subito i trattamenti in autocalve, fosse facile da distaccare dagli stampi. Infatti se questo passaggio fosse stato tralasciato, il pezzo finale molto probabilemente si sarebbe rotto o danneggiato al momento del distacco dallo stampo, onde per cui la fase di applicazione del distaccante deve essere svolta con molta cura e precisione. Il prodotto è stato passato più volte a distanza di tempo, così che la resina potesse assorbirne la massima quantità possibile ed è stato applicato su tutto lo stampo, non solo sulla parte della "figura" che rappresenta il pezzo vero e proprio. Questo perchè, come vedremo, in fase di laminazione i fogli di carbonio vengono fatti aderire allo stampo con la maggior precisione possibile, ma nel caso sfortunato in cui una piccola parte di carbonio dovesse aderire al fuori figura, e questo non fosse stato distaccato, allora dopo il ciclo di autoclave non sarebbe possibile staccare il pezzo finito senza indurre rotture.

In figura 3.11 vengono mostrati gli stampi nella loro fase finale, ossia puliti e distaccati e pronti per iniziare la fase di laminazione con la fibra di carbonio. Come si vede c'è una certa differenza rispetto alla finitura che presentavano in figura 3.10 nella pagina precedente, con la quale sarebbe stato impossibile iniziare l'applicazione dei laminati preimpregnati.



Figura 3.11: Stampi trattati con distaccante e pronti per la laminazione

# 3.3 Laminazione manuale con preimpregnati in fibra di carbonio

Avendo a questo punto realizzato gli stampi, è possibile passare alla fase di laminazione della fusoliera, fase molto critica, che determina la riuscita o meno del pezzo finale. Prima di spiegare il processo si riportano in tabella 3.1 dati tecnici del carbonio utilizzato, ossia le specifiche del preimpregnato e in tabella 3.2 le sue proprietà meccaniche.

Denominazione Prodotto: GG200T(T300)-DT121H-40	
Tipo di tessitura	Twill
Tipo di filato	Toray T300
Fiber areal weight (f.a.w.)	$200  g/m^2$
Densità media post-cura	$1,50  g/cm^3$
Spessore nominale laminato post-cura (c.p.t.)	$0{,}22~\mathrm{mm}$

Tabella 3.1: Specifiche tecniche	del laminato utilizzato
----------------------------------	-------------------------

Proprietà meccaniche materiale	
TENSILE 0°: Actual c.p.t. Tensile strength Tensile modulus Calculated Ultimate Elongation Tensile Poisson ratio	0,23 mm 640 MPa 56,8 GPa 1,13 % -
TENSILE 90°: Actual c.p.t. Tensile strength Tensile modulus Calculated Ultimate Elongation	0,22 mm 616 MPa 54,9 GPa 1,12 %
COMPRESSION 0°: Actual c.p.t. Compression strength Compression modulus	0,22 mm 710 MPa 54 GPa
COMPRESSION 90°: Actual c.p.t. Compression strength Compression modulus	0,22 mm 643 MPa 55,3 GPa
IN-PLANE SHEAR: Maximun Shear strength Shear modulus	103,5 MPa 3,10 GPa

Tabella 3.2: Scheda tecnica della fibra di carbonio utilizzata

#### 3.3.1 Fasi di lavorazione

Volendo riassumere per punti le fasi che hanno permesso di completare il pezzo, si potrebbe dire che esse sono state:

#### 1. STESURA DEL COLLANTE SUGLI STAMPI:

l'applicazione di un'apposita colla permette al carbonio di mantenere la posizione sullo stampo senza distaccarsi fino alla fase di prevuoto. La sola matrice infatti non garantisce grande aderenza sullo stampo.

#### 2. LAMINAZIONE CON UN PRIMO STRATO DI PREIMPREGNA-TO:

la posa del primo strato è la più importante in quanto costituirà poi la supericie esterna a vista della fusoliera, ecco perchè è stata posizionata con molta cura, tenendo conto che la fibra a twill doveva poi risultare dritta a lavoro terminato. La maggior attenzione è stata concentrata nella parti angolate e su tutta la lunghezza della fusoliera in corrispondenza degli spigoli, tutte zone in cui il distacco dello strato avviene molto facilmente, rischiando deformazioni non rimediabili dopo le fasi successive. Questo primo stadio di carbonio non prevede la necessità di lasciare del materiale extra per l'*over-lap*, in quanto verrà lasciato con il secondo strato, aspetto che si spiegherà meglio nel seguito.

#### 3. PRIMA FASE DI PREVUOTO:

Una volta terminata la stesura del carbonio e tutte le parti hanno ben aderito, è possibile effettuare un prevuoto, ossia si posiziona il pezzo su un tavolo apposito chiuso ermeticamente con del nylon adatto e viene spinto il vuoto. Sul pezzo vengono però adagiati strati di areatore, ideali per la traspirazione di aria, e durante l'aspirazione dell'aria da parte della pompa, si cerca di far aderire bene con il passaggio di stumenti appuntiti le parti più critiche e angolate. Dopo di che si lascia il pezzo sottovuoto per circa quindici minuti, e il risultato è osservabile in figura 3.12.



Figura 3.12: Primo strato di carbonio twill posizionato

Come si vede il carbonio ha aderito perfettamente e senza striature o accavallamenti, permettendo una più agevole e precisa stesura del secondo strato. Si noti che dovendo posizionare solamente due pelli, il prevuto in questa fase non era obbligatorio, ma per una precisione maggiore si è deciso di eseguirlo comunque e i risultati hanno confermato le attese.

#### 4. INSERIMENTO DI UNO STRATO DI ROHACELL:

Il Rohacell è un materiale basato sul polymethacrylimide (PMI), è di tipo schiumoso rigido a bassissimo peso, costituito da celle molto ravvicinate. Proprio questa sua caratteristica evita che esso generi accumuli o assorbimenti eccessivi di resina. Non presenta inoltre alcun tipo di problema di compatibilità con i materiali di origine metallica, è adatto alle operazioni di lay-up ed è possibile trattarlo ad alte temperature e pressioni per le fasi di cura. Tutti aspetti che lo rendono molto adatto nelle applicazioni ingegneristiche moderne.

Nel nostro caso quindi il Rohacell è stato inserito per sopperire all'eventuale mancanza di rigidezza della fusoliera, che come è stato detto in precedenza, presenta solamente due pelli di preimpregnato. In particolare è stato inserito nelle due facce laterali su tutta la lunghezza, così da assicurare grande rigidezza a torsione ma anche a flessione. Tutto ciò ovviamente senza appesantire minimamente il componente. Basti pensare che l'intero tronco di fusoliera prodotto pesa poco più di 200 grammi. In figura 3.13 si può vedere il Rohacell inserito tra le due pelli in seguito all'applicazione del secondo strato. Si tenga comunque presente che il prevuoto e le fasi di vuoto in autoclave ridurranno al minimo lo spessore aggiuntivo dato dalla sua presenza all'interno della laminazione.



Figura 3.13: Rohacell (bianco) inserito tra i due strati di carbonio

#### 5. LAMINAZIONE CON UN SECONDO STRATO DI PREIMPRE-GNATO:

Come anticipato, il passo successivo è stato stendere la seconda pelle sul pezzo, a coprire il Rohacell e in questo caso si è lasciato il foglio di carbonio più abbondante lungo tutto il lato in modo da poter effettuare l'*over-lap*, fondamentale per l'unione delle due metà del pezzo al momento del trattamento di cura in autoclave.

#### 6. SECONDA FASE DI PREVUOTO

7. LAMINAZIONE CON UN TERZO STRATO DI CARBONIO PER LE ZONE DEI PROFILI DI CODA E DELLA PARTE ANTERIORE: Come già sottolineato in precedenza, queste zone necessitano di una pelle aggiuntiva in quanto sulla parte anteriore verranno predisposti i fori per l'unione con il resto della fusoliera. Sul retro invece è preferibile che l'attacco dei profili sia più robusto in quanto dovranno sostenere anche carichi localizzati.

#### 3.3.2 Trattamento in autoclave

L'ultima operazione nella produzione del pezzo prevede come detto l'utilizzo dell'autoclave. In questo modo infatti è possibile applicare cicli che realizzino determinate distribuzioni di termperatura e pressione. Sebbene ad ogni tipo di materiale si debba associare cicli di cura appropriati, in generale la pressione e la temperatura hanno obiettivi ben precisi. La prima consente di far fuoriuscire la resina in eccesso e bolle di gas intrappolate nel materiale, mentre la seconda permette la cura della resina, ossia la polimerizzazione del materiale. Questo fenomeno deve avvenire in maniera corretta e controllata, altrimenti le proprietà del materiale verrebbero compromesse.

Tuttavia per poter inserire il componente in autoclave bisogna prima prepararlo adeguatamente con un sacco a vuoto. In altre parole sono state unite le due metà dello stampo con all'interno un film protettivo atto ad assorbire eccessi di resina durante la cura. In particolare in questa fase sono state prese anche le dovute precauzioni per una migliore riuscita del pezzo finale, come per esempio l'uso della plastilina nei tratti molto angolati e difficili da raggiungere senza l'uso di spatole. In figura 3.14 nella pagina successiva è possibile osservare quanto appena descritto.

Infine esternamente viene applicata una valvola per indurre il vuoto all'interno del sacco, il quale è stato fatto passare internamente allo stampo attraverso tutta la sua lunghezza. Si ricorda infatti che la fusoliera termina con una coda molto ristretta e questo poteva indurre a rotture del sacco al momento della cura in vuoto, in quanto se non viene ben distribuito e disteso può lacerarsi facilemente. Appare quindi chiaro quanto sia stato importante predisporre un sacco del vuoto in modo corretto. Una rottura durante la fase di cura in autoclave sarebbe stata individuata solo una volta che il pezzo sarebbe uscito a fine ciclo, implicando la non corretta polimerizzazione e quindi la ripetizione dell'intero trattamento, con perdita di tempo e costi di utilizzo del macchinario. Giunti a questo punto si possono specificare le caratteristiche del ciclo che il pezzo in questione ha subito. La regolazione di temperatura e pressione avviene per gradi e la durata è generalmente abbastanza lunga, infatti maggiore è il tempo di cura e migliore sarà la polimerizzazione. In totale il ciclo è durato 5 ore e 28 minuti, con la fase centrale che ha occupato quasi la totalità del tempo. Rispettivamente in tabella 3.3 a pagina 37 e in figura 3.15 nella pagina successiva vengono mostrati in



(a) Applicazione della plastilina e del film (b) Sacco del vuoto esterno pronto per l'inseriprotettivo per la preparazione del sacco a vuoto mento in autoclave

Figura 3.14: Preparazione del pezzo per l'autoclave

maniera riassuntiva valori e tempi relativi ad ogni fase, e l'andamento globale della temperatura al variare del tempo. Come si può osservare infatti la parte maggior parte del tempo si mantiane a 120 gradi, con piccole oscillazioni fisiologiche. Mentre per una visualizzazione più dettagliata del processo, in figura 3.16 nella pagina seguente è mostrato una porzione del file excel dei dati forniti dal sistema di gestione dell'autoclave, in cui per esempio si possono notare: nelle prime quattro colonne i valori di pressione e temperatura impostati ed effettivi all'interno e alle voci TPZ2 e TPZ5 le temperature registrate dalle sonde individuali presenti sui pezzi nell'autoclave in quel momento, tra i quali ovviamente la nostra fusoliera.



Figura 3.15: Diagramma estrapolato tramite Matlab dei dati in output dall'autoclave

Ч	OUTP	0	0	0	0	-14.03	5.94	3.16	-0.44	-1.48	-7.54	-8.84	11.72	3.42	1.62	-1	-1.81	-5.12	-6.21	-10.1	9.79	6.01	2.8	-3.4	-5.91	-8.01	-7.25	10.02	10.17	5.91	-8.9	7.51	-5.45	-7.54	69.6	-1.94	-8.79	9.01	9.22	10	9.43	8.44	2.93	2.07	0.11	'n	-3.43
0	OUTT	0	0	2.96	8.99	13.8	19.91	21.48	24.85	25.99	26.37	23.29	22.4	20.81	18.19	18.69	20.81	22.03	26.77	25.86	24.3	25	27.8	30.02	26.58	23.63	22.9	22.47	21.71	24.86	22.62	23.77	27.34	26.1	25.87	26.41	30.05	31.49	32.03	31.21	32.08	31.18	31.81	33.25	32.92	35	35.27
z	НОГD	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Σ	VCOLL	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.82	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81	-0.81
L	TA IM	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
х	SPT CAS	0	0	80.72	81.51	82.31	83.11	83.91	84.71	85.51	86.31	87.11	87.91	88.71	89.51	90.31	91.11	91.91	92.71	93.51	94.31	95.11	95.91	96.71	97.51	98.31	99.11	99.91	100.71	101.51	102.31	103.11	103.91	104.71	105.51	106.31	107.11	107.91	108.71	109.51	110.31	111.11	111.91	112.71	113.51	114.31	115.11
٦	TP Z5	80	80.7	81.7	82	82.3	82.8	83.4	84.1	85.2	86.3	88	88.7	89.6	90.5	91	91.9	92.4	92.7	93.4	95.2	95.9	96.7	98.1	98.4	66	100.2	101.6	102.4	102.9	102.4	104.1	104.2	104.7	106.2	106.4	107.6	108.5	109.6	110.4	111.3	112.4	113.3	114.1	114.8	115.8	116.5
_	TPZ4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
т	TPZ3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
IJ	TPZ2	79.9	80.8	81.9	82.4	82.6	83.1	83.8	84.5	85.6	86.6	88.5	68	06	90.9	91.4	92.3	92.8	93	93.6	95.4	96.3	97.1	98.6	98.8	99.3	100.4	102.1	102.7	103.4	102.6	104.6	104.5	105.3	106.6	106.9	108.2	109	110	110.9	111.8	112.8	113.8	114.7	115.3	116.2	117.1
L	TPZ1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
в	SP_P	0	0	0.03	0.06	0.09	0.12	0.15	0.18	0.21	0.24	0.27	0.3	0.33	0.36	0.39	0.42	0.45	0.48	0.51	0.54	0.57	9.0	0.63	0.66	0.69	0.72	0.75	0.78	0.81	0.84	0.87	0.9	0.93	0.96	0.99	1.02	1.05	1.08	1.11	1.14	1.17	1.2	1.23	1.26	1.29	1.32
D	VP_P	0.07	0.07	0.07	0.07	0.11	0.11	0.14	0.18	0.21	0.25	0.28	0.28	0.32	0.35	0.39	0.42	0.45	0.49	0.52	0.52	0.56	0.59	0.63	0.67	0.7	0.73	0.73	0.76	0.8	0.85	0.86	0.91	0.94	0.94	0.99	1.03	1.03	1.06	1.09	1.13	1.16	1.19	1.22	1.26	1.29	1.32
U	SP_T	0	0	80.72	81.51	82.31	83.11	83.91	84.71	85.51	86.31	87.11	87.91	88.71	89.51	90.31	91.11	91.91	92.71	93.51	94.31	95.11	95.91	96.71	97.51	98.31	99.11	99.91	100.71	101.51	102.31	103.11	103.91	104.71	105.51	106.31	107.11	107.91	108.71	109.51	110.31	111.11	111.91	112.71	113.51	114.31	115.11
8	VP_T	80.9	80.8	81.1	81.4	81.7	82.1	82.6	83.2	84	85	86.1	87.1	88	88.9	89.5	90.4	91.1	91.6	92.6	93.6	94.3	95.1	95.9	97.1	98.1	99.1	6.99	100.8	101.3	102.1	102.7	103.2	104.1	104.8	105.7	106.3	107.1	107.9	108.6	109.3	110.3	111.2	111.9	112.9	113.7	114.6
A	SECONDI	5,97E+08																																													
	7	2	e	4	2	9	2	00	6	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47

Figura 3.16: Dettaglio dei valori di pressione e temperatura presenti in autoclave

TEMPERATURA	PRESSIONE	TEMPO
80°C	-	-
120°C	1,5 bar	00.25 min
120°C	1,5 bar	05.00 ore
115°C	0 bar	00.03 min

Tabella 3.3: Set di valori predeterminati eseguiti dal ciclo

## 3.4 Estrazione e rifinitura del pezzo finito

Una volta trascorse le oltre cinque ore di ciclo di cura in autoclave, il pezzo potrebbe essere rimosso ed estratto dagli stampi. Tuttavia per una maggiore sicurezza per la polimerizzazione della resina, si è deciso di lasciare il tutto in autoclave ancora per diverse ore, in modo tale che la temperatura interna si adeguasse a quella ambiente in maniera molto graduale.

La fusoliera, una volta estratta dall'autoclave è stata staccata dagli stampi, prestando molta attenzione alle zone più piccole, per evitare rotture o delaminazione degli strati esterni. Una volta fatto ciò è stata seppiata ampiamente per rimuovere tutti i difetti e le rugosità eccessive presenti, ma anche per limare e perfezionare gli angoli e le curvature. Si tenga presente che ora il pezzo finito deve essere sufficientemente rifinito superficialmente in modo da permettere la miglior efficienza aerodinamica possibile, ecco quindi che ogni variazione di sezione anomala presente sulla supercifici potrebbe intaccare la stabilità dello strato limite. Ad ogni modo, dopo la seppiatura il componente è stato trattato con il Chem Trend 712, un prodotto apposito per la superfici che funge da otturapori e correttore di difetti.

Perciò dopo la seppiatura e l'applicazione di diverse mani di prodotto la produzione della fusoliera è terminata e il risultato finale può essere osservato nelle figure seguenti.



Figura 3.17: Vista laterale della fusoliera rifinita



Figura 3.18: Vista della sezione anteriore della fusoliera (si noti lo spessore di parete molto contenuto)



Figura 3.19: Viste di dettaglio della coda della fusoliera

# Capitolo 4

# Installazione della fibra ottica sulla fusoliera

La fase successiva prevede appunto il montaggio delle fibre ottiche precedentemente preparate sulla fusoliera prodotta. Verrà presentato in maniera qualitativa il processo di preparazione e montaggio, mentre non verrà approfondita la parte di validazione della fibra stessa, svolta più nello specifico in altra sede. Pertanto le fibre che sono state installate sono da considerarsi validate e correttamente funzionanti, come da test eseguiti dal gruppo *Photonext* del Politecnico (vedi tesi Bruno Lavagnino - Politecnico di Torino, Marzo 2019). Si vuole inoltre far presente che in bibliografia non sono presenti dei metodi verificati o certificati per il montaggio dei sensori a fibra ottica, ciò a conferma della relativa novità di questi sistemi sensoristici in ambito strutturale. Onde per cui l'installazione fatta e descritta in questa sede non si presta assolutamente ad applicazioni su scala industriale, ma rappresenta una valida alternativa per i nostri obiettivi riferiti ad un singolo componente. Nel nostro caso si è previsto di disporre due sensori FBG sia sulla superficie superiore che su quella inferiore, questo perchè ciò che ci interessa di più è la resistenza sotto carichi flessionali, per cui qualsiasi sia la configurazione la parte inferiore sarà sottoposta a compressione e quella superiore a trazione o viceversa.

## 4.1 Scelta del posizionamento dei Bragg

Una breve diluganzione si rende necessaria per spiegare i motivi di questa disposizione dei reticoli. Infatti tenendo conto sia dei vincoli di assemblaggio della fibra, sia dei requisiti per un monitoraggio ottimale della struttura, si è stabilita una corretta posizione. In particolare i vincoli dati dall'assemblaggio erano relativi alla distribuzione della colla e della fragilità a taglio della fibra, per cui non era possibile posizionare i reticoli a meno di cinque centimentri dai bordi del pezzo, in quanto il reticolo deve avere diversi centimetri di colla prima e dopo per evitare rotture a taglio. Per quanto riguarda invece i vincoli dati dalla struttura in se, lo studio delle sollecitazioni mostrava che essa lavora a flessione in modo molto simile ad un'asta con un incastro nella parte anteriore. Secondo quest'analisi la zona che vede la sollecitazione maggiore è ovviamente in prossimità dell'incastro, tuttavia nella parte di coda saranno presenti anche le forze di pressione agenti<sup>1</sup> sull'impennaggio e generatesi a causa della sua altezza, le quali a seconda delle condizioni e delle manovre di volo istante per istante, varieranno e potrebbero generare un momento concentrato.<sup>2</sup> E' molto probabile che tale momento risulti decisamente piccolo e di conseguenza trascurabile, cionondimeno è preferibile prevedere un reticolo il più vicino possibile all'attacco dell'impennaggio. Quanto appena spiegato è mostrato qualitativamente in figura 4.1.

In conclusione perciò la fibra è stata assemblata con 2 reticoli di Bragg, uno disposto anteriormente e uno posteriormente, con le dovute distanze dai bordi.



Figura 4.1: Rappresentazione dell'assieme del velivolo con le forze sulla impennaggio di coda e i momenti agenti

## 4.2 Preparazione del pezzo e montaggio

Per le operazioni relative al montaggio si rendeva necessario posizionare la fusoliera in modo che stesse assolutamente ferma nella sua posizione e che avesse la superficie su cui applicare la fibra perfettamente in piano. Tutto ciò ovviamente non solo facilita il montaggio, ma permette anche di effettuarlo in maniera precisa, evitando problemi di disallineamento della fibra ottica o di colatura della colla in zone lontane dalla stessa. Per questi motivi si è scelto di svolgere il montaggio in laboratorio, sfruttando il tavolo ottico presente, il quale garantisce il fissaggio dei componenti tramite fori presenti sulla superficie. A questo proposito perciò si è deciso di disegnare tramite CAD dei supporti

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Si ricorda che per un velivolo in configurazione standard e in volo livellato, le risultanti di portanza di ala e tail sono uguali e opposte in modo che il momento di beccheggio sul velivolo sia nullo. Siccome però il tail ha superficie inferiore, deve necessariamente avere calettamenti negativi e maggiori per garantire la stessa portanza (in valore assoluto) dell'ala. Ulteriori variazioni di fattore di carico si hanno nelle manovre, in cui la tab mobile del tail cambia la sua posizione per variare la portanza e permettere il cambio di assetto.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup>Nell'analisi 2D il punto di applicazione delle forze aerodinamiche agenti si stabilisce al punto neutro o fuoco del profilo. Tuttavia bisogna tenere conto anche di effetti aerodinamici dovuti alla tridimensionalità, tra i quali l'allungamento finito dell'ala che implica un certo braccio rispetto all'asse della fusoliera, da cui la possibile nascita di un momento concentrato.

dedicati, relativamente semplici ma efficaci per il posizionamento corretto della fusoliera e che si potessero fissare al tavolo ottico. A scopo illustrativo due dei quattro previsti vengono mostrati in seguito, e sono stati realizzati tramite stampante 3D. Come si è osservato in figura 3.17 a pagina 37, la struttura della fusoliera è rastremata verso la coda e quindi il supporto è stato pensato appositamente. Come si vede nella figura 4.5b infatti la base di appoggio è a sezione variabile, affinche si possa avere la fusoliera in piano.



(a) Supporto per la parte posteriore (vista isometrica)

(b) Supporto per la parte anteriore (vista frontale)

Figura 4.2: Due dei quattro supporti utilizzati per il montaggio della fibra

A questo punto la fusoliera può essere posizionata sul tavolo ottico e si può iniziare con la procedura di installazione delle fibre sulla superficie superiore. Innanzitutto vengono mostrate in figura 4.3 le fibre ottiche assemblate e pronte, con una visuale di dettaglio del reticolo di Bragg presente su di essa. Questo è visibile tramite due tratti neri molto piccoli, presenti lungo la fibra in posizioni ben precise e stabilite così da risultare nei punti chiave della struttura, come da analisi del paragrafo precedente.



(a) Fibra ottica con connettore e guaina protettiva gialla



(b) Uno dei reticoli di Bragg integrati sulla fibra

Figura 4.3: Fibra ottica assemblata e preparata per il montaggio

Dopo di che si è proceduto con le operazioni sulla fusoliera. In sintesi esse sono state eseguite secondo il seguente ordine:

- 1. seppiatura della superificie della fusoliera su cui è stata adagiata la fibra per una maggiore aderenza della colla;
- 2. pulitura della superficie seppiata tramite alcol etilico;
- 3. stesura della colla per la lunghezza necessaria, con particolare attenzione a distribuirla in modo uniforme;
- 4. pulitura della fibra ottica con alcol per il tratto che è stato incollato, evitando assolutamente di toccare il reticolo in quanto verrebbe irremidiabilmente danneggiato;
- 5. sistemazione della fibra sulla colla mantenendola allineata il più possibile;
- 6. trazione della fibra per fornirle uno strain di offset per la misura della compressione;
- 7. applicazione del domopak sulla zona incollata in modo da mantenere schiacciata la fibra e distribuire la colla;
- 8. applicazione di un peso atto a comprimere l'incollaggio fino alla sua completa polimerizzazione, prevista in 36 ore.

Nelle figure sottostanti vengono mostrati alcuni dei passaggi descritti. Tra le altre, si veda in particolare la figura 4.4 in cui sono evidenziati dai cerchi in rosso i due reticoli di Bragg presenti sulla fibra nella parte anteriore.



Figura 4.4: Reticoli di Bragg sulla fibra evidenziati dai circoli in rosso dopo il montaggio sulla parte anteriore della fusoliera.



(a) Incollaggio fibra ottica sulla parte anteriore



(b) Applicazione colla sulla parte posteriore prima della stesura della fibra

#### Figura 4.5: Alcune fasi di montaggio fibra ottica

#### 4.2.1 Osservazioni

L'incollaggio, come detto, è stato fatto tramite una tecnica di recente sperimentazione, ma è necessario sottolineare alcune considerazioni in merito. In particolare si è potuto constatare che:

- L'utilizzo di masse di compressione in seguito all'applicazione della fibra nell'adesivo, ha permesso di ottenere una polimerizzazione della colla di gran lunga maggiore a parità di tempo di applicazione;
- La decisione di effettuare un incollaggio a tratti invece che continuo ha ridotto di molto la probabilità che la fibra potesse "muoversi" all'interno dello strato di adesivo, il cui spessore è considerevole relativamente alle dimensioni delle fibre ottiche.

Entrambi questi aspetti hanno permesso di ottenere una qualità di incollaggio molto buona, ma è grazie a quest'ultimo che anche le successive misurazioni di deformazione sono risultate più affidabili. Il primo punto invece è frutto della nuova tecnica usata e i migliori risultati ottenuti sono probabilmente da imputarsi alla compressione fornita all'adesivo. Basti pensare ai cicli di cura visti nel capitolo precedente, i quali tramite una combinazione di pressione e temperatura permettevano alla resina di polimerizzare. Qui allo stesso modo, dovendo ovviamente sfruttare la sola temperatura ambiente, la pressione delle masse ha coadiuvato il solo effetto della temperatura esterna per la polimerizzazione dell'adesivo.

Successivamente si è passati alla superficie inferiore della fusoliera, per la quale si sono adottate le stesse tecniche e gli stessi strumenti di applicazione, per cui vale tutto quanto detto finora.

# Capitolo 5

# Test a flessione

Si è quindi finalmente giunti alla fase di test del componente appena sensorizzato. Quanto segue infatti è molto importante per capire come si comporta la fusoliera prodotta, in modo da poter determinare la buona riuscita in termini produttivi e verificare il corretto funzionamento del sistema di fibre ottiche.

## 5.1 Premesse e settaggio della prova

Il test eseguito prevedeva la predisposizione del carico a flessione sulla coda, fissando quindi la parte anteriore della fusoliera al tavolo ottico in modo che le vibrazioni esterne di distrurbo venissero filtrate e la misurazione avenisse correttamente. A livello di sollecitazione quindi parliamo di una trave a sbalzo sottoposta ad un carico all'estremo libero, punto in cui si ha la freccia massima della trave. All'incastro invece avremo il momento massimo, cioè la massima sollecitazione. Il carico verrà applicato attribuendo una curvatura positiva alla fusoliera rispetto al suo asse indeformato.



Figura 5.1: Diagramma della trave a sbalzo con carico all'estremo libero

E' importante inoltre tenere presente che le fibre del materiale sulla superficie deformata inferiore verranno sottoposte a compressione, mentre quelle superiori a trazione. Avverrà quidi una sollecitazione di tipo di assiale, come si può vedere in figura 5.2.



Figura 5.2: Rappresentazione della deformata e delle fibre a trazione/compressione

Per fissare la fusoliera perciò serviva un supporto che fosse idoneo a creare un incastro strutturale, vincolando quindi il pezzo in tutti i suoi gradi di libertà. A tal proposito è stato realizzato un supporto costituito da due parti, una che potesse essere sede per l'inserimento della fusoliera stessa e l'altra che vincolasse il tutto al banco ottico. Ovviamente questo supporto è stato prima progettato tramite disegno cad e poi realizzato rispettivamente in acciao per la parte di fissaggio al banco, e in legno per la parte su cui inserire la fusoliera. In figura 5.3 sono mostrati il cad di progetto e il supporto prodotto materialmente. Come si può vedere dalle immagini, le geometrie



(a) Disegno Cad del supporto

(b) Pezzo finito - vista laterale

(c) Pezzo finito - vista posteriore

Figura 5.3: Supporto utilizzato per il test a flessione

non sono casuali, ma sono state pensate in modo che non ci fossero cedimenti del supporto durante i test: questo aspetto infatti è fondamentale in quanto interferenze anche minime con la deformazione del pezzo possono alterare le misurazioni e sfalsarle.

### 5.2 Test

Per procedere con la fase di test si è innanzitutto fissata la fusoliera al supporto descritto nel paragrafo precedente, per poi effettuare i collegamenti delle varie fibre con una apposita centralita di acquisizione, mostrata in figura 5.5 nella pagina seguente. Dopo di che è possibile caricare la fusoliera con il carico stabilito. Tenuto conto dell'ampia rigidezza del pezzo finito e delle sue dimensioni, non è stato possibile utilizzare il micromovimentatore presente in laboratorio, in quanto non sarebbe stato in grado di sviluppare la forza necessaria per indurre una flessione. Onde per cui si è optato per un metodo classico ma sempre valido (utilizzato tutt'oggi per i test flessionali sui cassoni alari): l'applicazione di masse concentrate. In particolare si è deciso di testare il pezzo con un peso di circa 1900 Kg, ossia circa 18 N, il cui punto di applicazione corrisponde con la coda della fusoliera, in corrispondenza dell'attacco del longherone centrale dei due impennaggi. La figura 5.4 mostra quanto è stato appena descritto, ovvero la fusoliera solidale al banco ottico con il carico applicato in coda.



Figura 5.4: Sistema pronto per la fase di test

La centralina sopra citata permette di acquisire le lunghezze d'onda registrate dai reticoli di Bragg istante per istante, con una certa frequenza di campionatura preimpostata. Il tutto viene salvato e gestito tramite la fase di post-processing dei dati finali che vedremo più avanti. L'impostazione dei parametri della centralina è relativamente semplice, è sufficiente indicare il numero di canali (ossia di fibre) collegati e il corrispondente numero totale di reticoli. Considerando che nel nostro caso i canali da cui si volevano conoscere le misurazioni erano 3, è stata inserita la presenza di 4 reticoli in tutto: i canali 1 e 2 con un reticolo ciascuno e il canale 3 con 2 reticoli.

Per quanto riguarda il numero e la modalità delle prove, dopo le dovute valutazioni è stato deciso di effettuare tre prove:

1° **TEST DI PROVA DELL'INCOLLAGGIO:** si è dato via al test posizionando la massa sulla fusoliera e monitorando il tutto per almeno 30 minuti. Questa prova è utile per capire se l'incollaggio risulta affidabile e ben eseguito, ma anche per verificare il corretto funzionamento delle fibre ottiche. In questo caso il peso utilizzato è stato inferiore rispetto a quello usato nelle prove successive.



Figura 5.5: Collegamento dei vari canali con la centralina di acquisizione dei dati

- 2° **TEST A FLESSIONE DI DURATA RIDOTTA:** questa prova è stata utile per vedere per la prima volta il comportamento strutturale del componente sotto carico e per determinare gli aspetti salienti su cui eventualmente approfondire lo studio. La durata è stata di circa 30 minuti anche in questo caso.
- 3° TEST A FLESSIONE DI LUNGA DURATA E CONFRONTO CON I VALORI DI TEMPERATURA: grazie ai risultati della seconda prova si è stabilito di eseguire quest'ultima per approfondire meglio alcuni aspetti relativi al comportamento delle deformazioni registrate. Inoltre, durante tutta la misurazione sono stati registrati i valori della temperatura ambiente ad intervalli regolari, in modo da poterli confrontare con eventuali fluttuazioni sulle misure delle fibre. Esse infatti sono estremamente sensibili alle variazioni atmosferiche esterne per cui era interessante capire in quale misura questo aspetto mutasse i dati acquisiti. In questo caso il tutto è durato per circa 4 ore e 30 minuti, monitorando per metà con il carico applicato e per metà in seguito alla sua rimozione, cioè in condizioni di scarico.

#### 5.2.1 Spettro a riposo

Grazie all'interfaccia del software che gestice la centralina è possibile visualizzare lo spettro della radiazione che attraversa i reticoli in qualsiasi momento. Ciò significa che siamo in grado di visualizzare anche la condizione dei sensori a riposo, cosa che ci permette di capire se il segnale è ideale o meno. Una considerazione importante di cui tener conto è la presenza di eventuali picchi secondari che presentino uno spettro simile a quelli principali. I primi infatti sono determinati dalla potenza dello spettro riflesso, per cui se esistessero dei picchi secondari con lunghezza d'onda vicina a quelli principali, per il sistema di aquisizione potrebbe risultare difficoltoso distinguerli. Tutto ciò porta a problemi di identificazione e quindi occorrerebbe prevedere ulteriori filtri per setacciare le lunghezze d'onda all'interno dello spettro. Per fortuna però, come mostra la figura 5.6 a fronte, nel nostro caso non vi sono picchi secondari considerevoli,



Figura 5.6: Rappresentazione dello spettro a riposo dei reticoli

indice di un buon processo produttivo della fibra. Come accennato in precedenza vi sono tre canali in tutto: in rosso è indicata la lunghezza d'onda della fibra il cui reticolo è posto sulla superficie superiore della fusoliera e anteriormente, in bianco quella della fibra il cui reticolo è in coda sempre sulla superificie superiore, mentre in verde sono indicate quelle dei due reticoli (anteriore e posteriore) della fibra posta sulla superficie inferiore.

# 5.3 Post-processing dei dati e risoluzione del problema inverso

Un aspetto molto importante riguardo le *Health Monitoring Structures* è la formulazione del cosidetto "problema inverso", ossia la determinazione delle deformazioni/tensioni del componente sensorizzato a partire dalle variazioni di lunghezza d'onda registrate dalla fibra ottica. Tale problema non è immediato e non vi è per ora un metodo definitivo o esaustivo per la sua soluzione, per cui generalmente si adottano degli approcci circostanziali. Nel nostro caso abbiamo determinato la deformazione in termini di *micro-strain*, ricavati a partire dall'equazione 2.11, ma dalla bibliografia è noto che è possibile anche sfruttare più algoritmi di ottimizzazione abbinati a simulazioni numeriche del reticolo stesso. Per cui, una volta effettuati i calcoli usando in input le lunghezze d'onda a riposo, è stato possibile ricavare i valori di strain della struttura, ossia le deformazioni, riportate direttamente in strain sui diagrammi. Per fare ciò ovviamente è stato necessario implementare uno script Matlab con i dati delle lunghezze d'onda in input, e che restituisse i vari andamenti per le tre prove effettuate. Detto ciò, andiamo ad analizzare ciascuna prova.

#### 5.3.1 Primo test dell'incollaggio

Come accennato in precedenza, questo primo test è stato utile per ottenere un certo "assestamento" del sistema, infatti l'adesivo e le fibre hanno trovato un primo equilibrio a livello di compattezza e solidità. Nelle pagine successive vengono riportati i risultati della prova in termini di lunghezza d'onda (figure 5.7 e 5.8) e strain risultante (figure 5.9 e 5.10).

Ciò che accomuna tutti i grafici è l'andamento a gradino delle grandezze, questo dovuto al fatto che l'applicazione del carico è avvenuta circa a 40 secondi dall'inizio della misurazione, proprio per mostrare il transitorio che subivano i reticoli. Nelle figure 5.7 e 5.8 si può notare che sono stati riportati in alto i digrammi dei reticoli in trazione e in basso quelli per i reticoli sottoposti a compressione. Si vede infatti che per la trazione la lunghezza d'onda aumenta in seguito all'applicazione del carico, così come previsto dai principi di funzionamento dei reticoli di Bragg, mentre diminuisce nei reticoli che registrano compressione. In maniera analoga questo si vede per lo strain, ovvero si ha un maggior strain per le parti in trazione e uno minore per le parti a compressione. Questa è un'ulteriore conferma che i reticoli stanno funzionando correttamente. E' tuttavia noto che le fibre ottiche non lavorino correttamente a compressione, perciò abbiamo verificato che la deformazione avvenisse ancora entro la soglia di precarico che era stata fornita al momento del montaggio, in modo che per questi range ristretti di deformazione la fibra avesse ancora un buon funzionamento. Non siamo al momento in grado di determinare se questo sia vero anche per deformazioni di maggiore entità. Sia dalle lunghezze d'onda che dallo strain si può ancora notare una forte dispersione locale della misura, questo molto probabilmente a causa della non completa polimerizzazione della colla, che ha conseguito in micro-spostamenti della fibra durante l'applicazione del carico. Questo fatto, seppur non desiderato, era comunque previsto e siamo ovviamente certi che test fatti a distanza di tempo mostreranno risultati migliori sotto questo punto di vista. Si veda inoltre che in seguito all'azione del carico, lo strain continua a crescere (così come la lunghezza d'onda), anche questo per lo stesso motivo spiegato poc'anzi.



Figura 5.7: Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro - prima prova



Figura 5.8: Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti in coda - prima prova



Figura 5.9: Andamento dello strain dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro - prima prova



Figura 5.10: Andamento dello strain dei reticoli presenti in coda - prima prova

### 5.3.2 Secondo test a flessione

In questo caso la massa usata per il carico è stata superiore, così come specificato in precedenza. Quindi sebbene le considerazioni fatte per la prima prova restino valide, ora le differenze sono lampanti, infatti:

- si nota una maggiore stabilità della misura, ossia molta meno dispersione dei dati sui diagrammi. Ciò si traduce in una misurazione sicuramente più affidabile.
- In seguito al transitorio dovuto all'applicazione del carico le misure rimangono abbastanza stabili, ciò conferma quanto ipotizzato in precedenza, ossia che l'adesivo polimerizza sempre più col trascorrere del tempo e dato che questa prova è stata eseguita alcuni giorni dopo la prima, possiamo constatare una maggiore costanza e l'assenza di brusche oscillazioni.

Come si può notare dallo strain però, l'andamento è ancora leggermente crescente e non si ha a priori l'assoluta certezza che si stabilizzi oltre l'arco di tempo misurato. Questo potrebbe voler dire o che le fibre ottiche non stiano lavorando in modo corretto, oppure che c'è ancora movimento relativo tra adesivo e fibre ottiche. Perciò quindi si è pensato di effettuare un nuova misurazione, questa volta appunto di lungo periodo.



Figura 5.11: Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro - seconda prova



Figura 5.12: Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti in coda - seconda prova



Figura 5.13: Andamento dello strain dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro - seconda prova



Figura 5.14: Andamento dello strain dei reticoli presenti in coda - seconda prova

#### 5.3.3 Terzo test a flessione e rilevamento di temperatura

Con questo terzo ed ultimo test abbiamo avuto modo di colmare alcune mancanze sperimentali avute con quelli precedenti. In altre parole è stato deciso di prolungare molto il tempo di misurazione fino a superare le 4 ore, in modo da valutare la stabilità dei dati sia in carico che in scarico. Un altro fatto importante che abbiamo voluto analizzare è stato quello relativo alla temperatura e alla sua influenza sulle misurazioni dei reticoli. Infatti variazioni di temperatura possono far variare anche sensibilmente i valori di lunghezza d'onda, e quindi di stain, misurati. In particolare un aumento della temperatura farebbe aumentare la deformazione registrata, coerentemente con i principi di funzionamento. In figura 5.15 è mostrato un andamento esclusivamente qualitativo della temperatura registrata durante il test, che ha subito variazioni molto contenute. Possiamo perciò sfruttare questo diagramma per un confronto con i dati ottenuti nei diagrammi in figura 5.18 e 5.19 a pagina 58, in cui si sono considerati i reticoli presenti sulla superificie superiore, ossia quelli a trazione, ma le stesse considerazioni in questo caso sono osservabili anche sugli altri. Si valuta quindi che:

- le due forbici temporali in cui si ha avuto un incremento della temperatura ha corrisposto ad una crescita dello strain, come evidenziato nelle figure, confermando perciò le aspettative. In particolare si tratta delle zone tra 6'500 e 9'000 secondi e tra 12'000 e 13'800 secondi, tenendo presente che per la prima forbice di valori c'è stata anche la rimozione del carico sulla fusoliera, per cui la crescita è interrotta da questo fatto.
- Si nota inoltre che l'aumento di strain nella fase di scarico della prova è molto meno evidente rispetto a quello nella fase sotto carico, ciò probabilmente a causa del carico stesso appunto. Parrebbe sensato pensare che l'aumento di temperatura influisca sulla misurazione in maniera più significativa quando il reticolo è già sottoposto ad un' ulteriore trazione strutturale.



Figura 5.15: Variabilità qualitativa della temperatura registrata per la terza prova a flessione



Figura 5.16: Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro - terza prova



Figura 5.17: Andamento della lunghezza d'onda dei reticoli presenti in coda - terza prova



Figura 5.18: Andamento dello strain dei reticoli presenti nella parte vicina all'incastro - terza prova



Figura 5.19: Andamento dello strain dei reticoli presenti in coda - terza prova

Per quanto riguarda invece i dubbi sollevati dalla prova precedente, qui abbiamo ottenuto qualche chiarimento, infatti si può osservare un ingrandimento della misurazione poco prima della rimozione del carico in figura 5.20 e 5.21, in cui si può verificare che l'andamento è costante. Questo fatto ci conferma che la misura risulta effettivamente affidabile e non continua a crescere nonostante non ci siano variazioni di carico. Si ricorda comunque che in questo tratto c'è un effetto combinato a causa della temperatura in aumento che, come detto, ha accresciuto la trazione, ma il risultato complessivo ha comunque verificato la costanza dell'andamento, sia per la zona subito prima dello scarico che per quella totalmente scarica al termine della prova.

Si ricorda inoltre che le oscillazioni brusche o anomale presenti in questi diagrammi non sono un errore nella misura ma la conseguenza di alcuni movimenti e vibrazioni nell'ambiente attorno alla zona di test, che era in uso anche da altre persone.



Figura 5.20: Ingrandimento della zona costante subito prima della rimozione del carico - parte anteriore



Figura 5.21: Ingrandimento della zona costante subito prima della rimozione del carico - in coda

## 5.4 Misurazione tramite Strain Gauge

Come ulteriore validazione e confronto con le misurazione fatte tramite fibra ottica, si è deciso di installare anche uno strain gauge (o estensimetro) sulla fusoliera. In particolare ne è stato applicato uno in prossimità dell'incastro e sulla superficie superiore del pezzo. In questo modo potremo valutare se, con una certa approssimazione, i dati raccolti sono confrontabili con quelli forniti dallo strain gage, questo perchè esso è un dispositivo ampiamente usato e collaudato in ambito strutturale e possiamo ritenerlo affidabile a priori.

Questi dispositivi hanno dimensioni molto ridotte e quello da noi utilizzato è costituito da un elemento deformabile conduttore simile ad un circuito stampato, la cui struttura è fatta in modo da avere una dimensione molto inferiore rispetto all'altra, così da rendere poco sensibile la deformazione lungo l'asse di cui non ci interessa la misurazione. Il tutto è fissato ad un sottilissimo film in materiale resinoso isolante e agli estremi vengono posizionati i terminali per l'alimentazione e la trasmissione dei dati. Ciò che è importante è ricordare di applicarlo lungo la direzione lungo la quale avviene la deformazione, nel nostro caso è stato allineato con la direzione longitudinale della fusoliera.



Figura 5.22: Schema indicativo di uno Strain Gauge convenzionale

Il concetto che sta alla base della misurazione è che una deformazione elastica subita dal pezzo si trasmette all'estensimetro e ne varia la resistenza in proporzione alla deformazione stessa. Tutto ciò funziona grazie alla resistenza instrinseca di ogni materiale metallico, che se trazionato, lsi allunga e il valore di resistenza aumenta. La variazione di quest'ultima è ricavata tramite la seguente relazione:

$$\frac{\Delta R}{R} = K_s \frac{\Delta L}{L} = K_s \varepsilon \tag{5.1}$$

in cui  $k_s$  esprime la sensibilità dell'estensimetro e  $\frac{\Delta L}{L}$  indica l'allungamento subito. Il segnale di variazione di resistenza registrato deve essere convertito in un segnale di tensione ovviamente, perciò si sfrutta un ponte di Wheatstone<sup>1</sup>, costituito da quattro

 $<sup>^{1}</sup>$ In sostanza è un circuito resistivo costituito da 4 rami, che permette di gestire piccole variazioni di resistenza tramite partitore di tensione.

resistenze (poste poi tutte uguali con valori di norma tra  $100\Omega e 1K\Omega$ ) e una tensione di ingresso E. La tensione di uscita  $E_0$  rappresenta il segnale cercato e tramite partitore di tensione si ha che essa risulta pari a:

$$E_0 \cong \frac{1}{4} \frac{\Delta R}{R} E = \frac{1}{4} K_s E \varepsilon \tag{5.2}$$

Ciò significa che la variazione di R può essere assunta proporzionale alla variazione di tensione in uscita dal ponte di Wheatstone. Volendo è ancora possibile ricavare la sensibilità propria dello strain gauge (o Gauge Factor):

$$GF = \frac{\Delta R/R}{\Delta L/L} \tag{5.3}$$

che generalmente per gli estensimetrici metallici è compreso tra 2 e 4.



Figura 5.23: Estensimetro fissato alla fusoliera tramite adesivo accanto alla fibra ottica

Infine in tabella 5.1 possiamo osservare le grandezze relative all'estensimetro installato.

Entità	Valore
Dimensioni Gauga Factor	7,5x4  mm
Valore nominale di resistenza	$350\Omega$

Tabella 5.1: Valori dello strain gauge utilizzato

#### 5.4.1 Post-processing

Una volta avviata l'acquisizione dei dati, essi vengono forniti in output direttamente in micro-strain dal computer per le analisi in laboratorio, pronti quindi per il confronto con lo strain registrato dalle fibre. Come detto in precedenza, l'estensimetro è stato collocato nella zona in prossimità dell'incastro, che coincide con la posizione della fibra associata al canale 1 nei test precedenti. Per effettuare la prova quindi abbiamo avviato simultaneamente l'acquisizione di quella singola fibra ottica e quella dello strain gauge, così da poter avere i dati da confrontare instante per istante.

In figura 5.24 è riportato l'andamento registrato dal reticolo, mentre in figura 5.25 c'è quello dello strain gauge. Come si può osservare, nella zona di carico compresa tra 35 e 165 secondi la deformazione registrata è assolutamente simile in quanto il reticolo di Bragg mostra uno strain poco inferiore a 35 micro-strain e l'estensimetro si assesta per valori di circa 40 micro-strain. Ora, sebbene i numeri non siano esattamente gli stessi si tenga presente che si sta parlando di micro-strain, ossia un'unità di misura estremamente piccola, percui variazioni di 5/10 micro-strain sono da considerarsi accettabili per questo tipo di test.

Si potrebbe ancora notare la tendenza decrescente dei valori relativi allo strain gauge, ma ciò è di nuovo da attribuirsi all'incollaggio, molto più recente rispetto a quello delle fibre, perciò l'adesivo è ancora in parte cedevole. Difatti nel diagramma della fibra ottica questo fatto è del tutto assente e non si ha nessun tratto decrescente durante la fase di carico. Volendo dare una stima del discostamento tra le due misure possiamo considerare che la media dei valori nella parte caricata è 32,9483 micro-strain per la fibra ottica, e per lo strain gauge è di 39,994 micro-strain. Da un banale calcolo possiamo ottenere una stima approssimativa dell'errore, ossia:

$$\frac{media\ fibra\ ottica - media\ strain\ gauge}{media\ strain\ gauge} \cdot 100 = \frac{32.9483 - 39.994}{39.994} \cdot 100 = 17\%$$

Questo dato non è del tutto trascurabile, tuttavia non è nemmeno particolarmente alto considerata la natura empirica di questo test e le considerazioni fatte poco fa. In conclusione quindi, la prova effettuata con lo strain gage ha verificato la validità dei dati forniti dalla fibra ottica.



Figura 5.24: Andamento dello strain registrato dalla fibra accanto all'estensimetro



Figura 5.25: Dati dell'estensimetro fissato alla fusoliera

# 5.5 Confronto con analisi computazionale agli elementi finiti

Come ulteriore validazione e confronto dei dati della fibra ottica si è implementato un modello agli elementi finiti (FEM) tramite software HyperMesh, in modo da poter avere una simulazione tramite analisi numerica del test a flessione. Si è preso il modello CAD della fusoliera e sono stati forniti in input i dati relativi al materiale, agli strati e alle posizione di incastro e carico. La fusoliera è stata approssimata con una griglia di oltre 4400 elementi e una rappresentazione della distribuzione globale dello strain è osservabile in figura 5.26, in cui la colorazione verso il blu indica valori bassi di strain, tra cui la zona sulla parte anteriore in corrispondenza dell'incastro in cui esso è nullo.



Figura 5.26: Simulazione agli elementi finiti della fusoliera con distribuzione dello strain

Osservando la scala di valori presente sulla sinistra dell'immagine, possiamo constatare che nella zona in cui c'è lo strain gauge i valori di strain si attestano tra  $3,5 \cdot 10^{-5}$ e  $4,1 \cdot 10^{-5}$  che se convertiti in micro-strain corrispondono rispettivamente a 35 e 41. Questi valori risultano essere in linea con quelli ricavati nel paragrafo precedente confrontando fibra ottica ed estensimetro. Oltre a quanto appena considerato, si valuti l'immagine 5.27 in cui viene presentata la distribuzione di strain riscalata localmente, ossia i valori sono presentati solamente considerando i valori massimi e minimi di quella zona specifica, corrispondente all'intorno di installazione dell'estensimetro. Come si vede anche in questo caso i valori sono di circa 40 micro-strain, in similitudine con quanto ritrovato finora.

Possiamo perciò affermare che anche la verifica tramite modello agli elementi finiti ha convalidato l'analisi effettuata e i precedenti test svolti con fibra ottica.



Figura 5.27: Simulazione agli elementi finiti della fusoliera - distribuzione locale
## Capitolo 6 Conclusioni

Come compimento del lavoro svolto in questa tesi possiamo affermare che i risultati ottenuti sono sicuramente positivi, ma soprattutto un trampolino di lancio per i massici sviluppi futuri che questa branca del monitoraggio strutturale subirà. Nello specifico possiamo inoltre affermare che i dati ottenuti in tutti e tre i test indicano variazioni delle grandezze molto contenute, ciò è da attribuire all'enorme rigidezza della fusoliera. Infatti è stato indubbiamente verificato che le modalità di produzione hanno centrato in pieno l'obiettivo di ottenere un componente che fosse allo stesso tempo rigido e molto leggero, tenendo presente che è stato realizzato in soli 2 strati di fibra di carbonio. Questo aspetto è anche importante per l'integrità della fibra ottica, in quanto se si fosse trattato di un componente più malleabile, eccessive trazioni o compressioni trasmesse sulle superfici su cui è montata avrebbero potuto portare ad un'usura sproporzionata della fibra stessa.

Un punto critico di questo lavoro invece è stato rappresentato dall'incollaggio. Difatti esso non ha riscontri teorici o procedure consolidate in letteratura per la sua esecuzione, perciò è stato fatto nel modo più accurato possibile, ma ovviamente non è risultato ottimale, e questo sicuramente ha influenzato tutta la parte di test e misurazioni. Tutto ciò ci dice che la fase di incollaggio non è solo determinante, ma per ora è anche quella meno conosciuta in termini operativi. Appare quindi improrogabile la necessità di sviluppare metodi e procedure per svolgere l'incollaggio in maniera efficace, contemplando anche la possibilità di prevedere un modo per quantificare il pre-trazionamento della la fibra ottica. Quest'ultima considerazione è altrettanto importante perchè influsice molto sul monitoraggio dei reticoli stessi in quanto consente di conoscere in modo preciso il loro stato ad inizio vita, in modo da poter capire il loro sviluppo nel corso del tempo. Volendo fornire inoltre una mia personale considerazione, posso affermare che con l'adozione di trattamenti di cura in forno il risultato degli incollaggi sarebbe senz'altro migliore in quanto l'adesivo avrebbe modo di polimerizzare in tempi molto più brevi e con maggiore uniformità, garantendo la possibilità di effettuare test attivi sin da subito al termine del trattaemtno termico.

Per quanto riguarda le aspettative per il futuro invece, è molto probabile che si andrà verso una maggiore integrazione tra fibre e struttura stessa. In altre parole si cercherà di inglobare i sensori direttamente all'interno del materiale, come per esempio i laminati di fibra di carbonio. Di questo argomento si è accennato brevemente al termine del capitolo 2, in cui venivano esposti i principali punti a favore e sfavore, ma comunque essenso la fibra ottica molto fragile, una sua integrazione la protegerrebbe da tutti i rischi e gli agenti potenzialmente distruttivi dell'ambiente esterno, senza contare che le operazioni di installazione risulterebbero probabilmente più semplici.

## Bibliografia

- [1] Campbell, F.C. (2006). *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*. USA: Elsevier Inc.
- [2] Campbell, F.C. (2010). Structural Composite Materials. USA: ASM International
- [3] Mallick, P.K. (2008). Fiber-reinforced Composites: Material, Manufacturing and Design. USA: Taylor & Francis Group.
- [4] European Aeronautics: A Vision for 2020. https://www.acare4europe.org
- [5] Sridhara, S. (2008). Delamination Behaviour of Composites. UK: Woodhead Publishing Limited.
- [6] Di Sante, R. (2015). Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications. In "Sensors", 18666-18713.
- [7] Dr. Vepa, R. (2010). Dynamics of Smart Structures. UK: John Wiley & Sons Ltd.
- [8] Schwartz, M. (2008). Smart Materials. USA: Taylor & Francis Group.
- [9] Raman, K. (2010). Fibre Grabb Gratings Second Edition. USA: Elsevier Inc.
- [10] Tanaka, N. (2003). Temperature-Compensated Strain Measurement Using Fiber Bragg Grating Sensors Embedded in Composite Laminates. Smart Material and Structures - vol. 12, pp 940-946. JAPAN: The University of Tokyo, Takeda Laboratory.