

# POLITECNICO DI TORINO

Dipartimento di ingegneria meccanica ed aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale



## Implementazione di sensori FBG per il monitoraggio strutturale di un velivolo sperimentale

CANDIDATO

Giuseppe F. IMPICCIATORE

RELATORE

Prof. Paolo MAGGIORE

CORRELATORI

Ing. Matteo DALLA VEDOVA

Ing. Pier Carlo BERRI

Ing. Gaetano QUATTROCCHI

Dicembre 2021

# Table of Contents

List of Figures	III
List of Tables	VI
<b>1 Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1 Organizzazione del progetto di tesi . . . . .	2
<b>2 Velivolo RA</b>	<b>4</b>
2.1 Descrizione generale del velivolo . . . . .	4
2.2 Configurazione alare . . . . .	5
2.2.1 Guscio alare . . . . .	7
2.2.2 Il cassone alare . . . . .	8
2.2.3 La giunzione alare . . . . .	10
2.3 La fusoliera . . . . .	12
<b>3 Produzione del Prototipo</b>	<b>14</b>
3.1 Produzione del Cassone . . . . .	17
3.2 Costruzione del Guscio alare . . . . .	20
3.3 Costruzione della fusoliera . . . . .	23
<b>4 Simulazione Strutturale</b>	<b>25</b>
4.1 Caratterizzazione del tessuto Tenax UTS50 . . . . .	25
4.1.1 Set Up iniziale . . . . .	26
4.1.2 Prova di trazione su provini 0/90 . . . . .	27
4.1.3 Prova di trazione su provini +45/-45 . . . . .	31
4.2 Validazione dei risultati . . . . .	34
4.3 Modello FEM del Cassone alare . . . . .	38
4.4 Verifica della correttezza del "Digital Twin" . . . . .	44
4.4.1 Prove di flessione . . . . .	44

<b>5</b>	<b>Sensori FBG</b>	<b>56</b>
5.1	Tecnologia ed applicazioni . . . . .	56
5.1.1	Il mezzo di trasmissione . . . . .	56
5.1.2	Funzionamento e produzione . . . . .	59
5.1.3	Processo di Fusion Splicing . . . . .	63
5.2	Implementazione e caratterizzazione dei punti di rilevazione . . . . .	64
5.3	Procedura di incollaggio delle Fibre . . . . .	70
5.4	Acquisizioni in fase di incollaggio . . . . .	74
5.4.1	Fase di tensionamento . . . . .	74
5.4.2	Cura della resina . . . . .	76
5.4.3	Rimozione del pre-carico fornito dal micromovimentatore . . . . .	78
5.5	Problematiche di implementazione . . . . .	80
<b>6</b>	<b>Sperimentazione sui sensori FBG</b>	<b>83</b>
6.1	SetUp delle prove . . . . .	83
6.2	Determinazione del centro di taglio . . . . .	88
6.3	Caratterizzazione termica dei sensori FBG . . . . .	97
6.4	Procedure per la compensazione termica . . . . .	100
6.4.1	Metodo basato sui coefficienti $k_T$ e $k_\lambda$ . . . . .	100
6.4.2	Metodo basato sulla differenza tra le deformazioni misurate . . . . .	101
<b>7</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>103</b>

# List of Figures

1.1	Rendering del velivolo RA . . . . .	1
2.1	Rendering ALA RA . . . . .	6
2.2	Sezione del profilo alare in corrispondenza dell'alettone . . . . .	7
2.3	Schema di laminazione del cassone . . . . .	8
2.4	(UP) Plug maschio, (DOWN) plug femmina . . . . .	9
2.5	distribuzione delle centine all'interno del cassone . . . . .	10
2.6	Rappresentazione della giunzione alare . . . . .	10
2.7	Assieme della giunzione alare . . . . .	11
2.8	Rendering della fusoliera . . . . .	12
3.1	Pantografo Falcon 1500-PoliTo . . . . .	15
3.2	Stampo del cassone alare . . . . .	17
3.3	Costruzione della giunzione alare . . . . .	18
3.4	Fotografia della giunzione della semiala sinistra . . . . .	18
3.5	Fotografia del guscio dopo essere stato laminato . . . . .	20
3.6	Profilo del flap . . . . .	22
3.7	Fotografia dello stampo per la Fusoliera . . . . .	23
3.8	Fusoliera durante l'incollaggio di chiusura . . . . .	24
4.1	Messa in tavola della geometria dei provini . . . . .	26
4.2	Prova di trazione . . . . .	27
4.3	Grafici deformazione-carico provini 0-90 . . . . .	28
4.4	Grafici deformazione-carico provini 0-90 . . . . .	29
4.5	Grafici Scorrimento-Taglio Profili da 1 a 4 . . . . .	32
4.6	Grafici scorrimento-Taglio Profili da 5 a 8 . . . . .	32
4.7	Simulation Boundary condition . . . . .	35
4.8	Confronto prova FEM-Sperimentale (Prova di trazione 0-90) . . . . .	35
4.9	Deformate FEM Prova 0-90 . . . . .	36
4.10	Modo di rottura provino con laminazione +-45 . . . . .	37
4.11	Deformata e contour dello strain longitudinale del provino . . . . .	37

4.12	Deformate FEM Prova $\pm 45$ . . . . .	38
4.13	Geometria del modello FEM del cassone alare . . . . .	39
4.14	Modello agli elementi finiti del cassone alare . . . . .	42
4.15	Modellazione dei fori di alleggerimento sul dorso nell'ambiente FEM	43
4.16	Modellazione dei fori di alleggerimento sul ventre nell'ambiente FEM	43
4.17	Schema di carico della Prova 1 . . . . .	45
4.18	Setup per la misurazione della freccia e per la applicazione del carico	46
4.19	Fotografia del cassone alare dopo essere stato alleggerito . . . . .	48
4.20	Risultati prova 1 . . . . .	49
4.21	Vincoli imposti nel modello FEM . . . . .	50
4.22	Carico nel modello FEM . . . . .	51
4.23	Deformata cassone intero . . . . .	52
4.24	Grafico forza-freccia massima per il modello del cassone intero . . .	52
4.25	Countour dello stress per una condizione di carico di 40N . . . . .	53
4.26	Grafico forza-freccia massima per il modello del cassone alleggerito .	54
4.27	Countour dello stress per una condizione di carico di 40N del cassone alleggerito . . . . .	54
5.1	Rappresentazione grafica della legge di snell . . . . .	57
5.2	Rappresentazione grafica del cono di accettazione . . . . .	58
5.3	prova di trazione su Fibre ottiche per applicazioni sensoristiche . . .	59
5.4	Funzionamento fisico della condizione di Bragg . . . . .	60
5.5	Relazione di linearità tra carico e deformazione . . . . .	61
5.6	(SX) errori di splicing accettabili, (DX) errori di splicing non ac- cettabili . . . . .	63
5.7	Posizione dei sensori sul dorso del cassone alare . . . . .	67
5.8	Posizione dei sensori sul dorso del cassone alare . . . . .	67
5.9	Piastrina soggetta alla deformazione termica . . . . .	68
5.10	Schema di implementazione della fibra al componente . . . . .	71
5.11	Banco per il tensionamento della fibra . . . . .	72
5.12	Morsa per l'afferraggio delle piastrine . . . . .	72
5.13	Cura della colla cianoacrilica sotto un precarico di $2500 \mu\epsilon$ . . . . .	75
5.14	Fase di tensionamento sino ad una deformazione residua di $2500\mu\epsilon$ .	76
5.15	Cura della resina epossidica sotto un precarico di $2500\mu\epsilon$ . . . . .	77
5.16	Cura della resina epossidica sotto un precarico di $2500\mu\epsilon$ . . . . .	77
5.17	Rilassamento della fibra dopo aver rimosso il precarico di $2500\mu\epsilon$ . .	78
5.18	Prova di carico fino a un 1.5kg forza . . . . .	80
5.19	Spettro del segnale di ritorno corrispondete ai canali posti nella porzione centrale del cassone alare . . . . .	81
6.1	Elemento di vincolo . . . . .	84

6.2	Elemento per la applicazione del carico . . . . .	85
6.3	Sensore di temperatura . . . . .	87
6.4	delta torsionale in funzione della posizione del carico . . . . .	90
6.5	Confronto della prova reale con quella FEM . . . . .	91
6.6	Carico posizionato a 17mm dal bordo di attacco del wingbox . . . . .	93
6.7	Carico posizionato a 80mm dal bordo di attacco del wingbox . . . . .	93
6.8	Carico posizionato a 113mm dal bordo di attacco del wingbox . . . . .	94
6.9	Carico posizionato a 14mm dal bordo di attacco del wingbox . . . . .	94
6.10	fit dei dati $\Delta\lambda - T$ . . . . .	98
6.11	Acquisizioni $CH2_{root}$ e $CH2_{center}$ con sollecitazioni termiche e meccaniche . . . . .	100
6.12	Risultato della compensazione con il metodo 1 . . . . .	101
6.13	Risultato della compensazione con il metodo 2 . . . . .	102

# List of Tables

2.1	Parametri di volo RA . . . . .	5
2.2	Parametri relativi alla geometria alare . . . . .	6
2.3	Dimensioni di ingombro della fusoliera . . . . .	13
4.1	Caratteristica ingegneristiche prova di trazione 0-90 . . . . .	29
4.2	Caratteristica ingegneristiche prova di trazione 0-90 . . . . .	29
4.3	Modulo di taglio ottenuto secondo la ASTM D3518 . . . . .	33
4.4	Modulo di taglio ottenuto secondo la ASTM D3518 . . . . .	33
4.5	Proprietà materiale Tenax UTS50 . . . . .	34
4.6	Caratteristiche del Tenax UTS50 nel modello FEM . . . . .	40
4.7	Caratteristiche meccaniche dell'Hysol EA9359.3 . . . . .	41
4.8	Risultati della prova 1 con cassone non alleggerito . . . . .	47
4.9	Risultati della prova 1 con cassone alleggerito . . . . .	49
5.1	Connessione o Sconnessione di ciascun FBG alla struttura . . . . .	69
6.1	Risultati prova centro di taglio FEM . . . . .	91
6.2	Deformazioni nel modello FEM . . . . .	96
6.3	$k_\lambda$ ottenuto con la procedura basata sulla conduzione . . . . .	99
6.4	$k_\lambda$ ottenuto con la procedura basata sulla convezione . . . . .	99
6.5	$k_T$ ottenuto con la procedura basata sulla conduzione . . . . .	99
6.6	$k_T$ ottenuto con la procedura basata sulla convezione . . . . .	99

# Sommario

In questo progetto di tesi è stata svolta la implementazione di sensori FBG per effettuare il monitoraggio strutturale sul prototipo RA con l'obiettivo di studiare la risposta meccanica dell'ala alla applicazione di sollecitazioni derivanti sia da prove di terra che per prove svolte in volo.

Questi dispositivi ottici sono stati posizionati lungo il cassone alare, il quale rappresenta l'elemento strutturale che si fa carico delle principali forze durante il volo. Un monitoraggio delle deformazioni di questo componente consente di valutare in tempo reale i carichi sia termici che meccanici alla quale la struttura viene soggetta. In questo modo si potranno realizzare molteplici applicazioni per la prognostica sia della struttura che dei componenti ad essa connessi.

Oltre alla implementazione di questi sensori, verranno definite delle prove sperimentali che possano essere utili sia alla taratura di questi elementi, sia per apportare migliorie al modello FEM. In modo sarà possibile effettuare successive analisi agli elementi finiti, i cui risultati potranno essere ritenuti sufficientemente accurati rispetto al reale comportamento meccanico della struttura.

Questo progetto fa parte di una serie di esperimenti che sono in corso di svolgimento per comprendere come la tecnologia dei sensori a griglia di Bragg possa essere efficacemente applicazioni nel campo sia aeronautico che spaziale.

# Chapter 1

## Introduzione

Il lavoro svolto in questo progetto di tesi è incentrato sulla implementazione di sensori FBG (Fiber Bragg grating) sul velivolo RA. Questo aereo a pilotaggio autonomo (UAV), sviluppato da alcuni membri del progetto Icarus del Politecnico di Torino, ha lo scopo di testare numerose tecnologie per dimostrare la possibilità di realizzare velivoli che siano in grado di volare sfruttando unicamente l'energia solare come unica fonte di sostentazione energetica.



**Figure 1.1:** Rendering del velivolo RA

Questo prototipo è stato specificatamente progettato in modo da fornire una piattaforma flessibile per la implementazione di diverse tecnologie a bordo. Ciò è consentito dalla sua elevata apertura alare, da una potenza disponibile molto elevata e da un discreto volume interno alla fusoliera per l'allocazione di equipaggiamenti elettronici.

Per questi motivi il velivolo in questione si presta particolarmente bene alla sperimentazione della tecnologia discussa in questa tesi.

Gli FBG sono sensori realizzati in fibra ottica che consentono di rilevare delle

deformazioni in più punti della struttura.

A differenza di tecnologie classiche per la rilevazione delle deformazioni come ad esempio gli estensimetri, essi consentono una accurata misura in più punti del componente senza la necessità di collegare numerosi cavi elettrici che comporterebbero un sensibile aumento del peso del velivolo ed al contempo sono semplici da implementare grazie alla possibilità di essere posti sul componente in una sola operazione di incollaggio.

Questa tecnologia verrà disposta sul cassone alare del prototipo, essendo una zona particolarmente sollecitata del velivolo. In questo modo sarà possibile monitorare il comportamento strutturale del velivolo, svolgere una analisi prognostica della struttura e degli attuatori delle superfici mobili, che nella loro attuazione inducono delle deformazioni sulla struttura rilevabili dai sensori.

Come obiettivo finale di questa tecnologia, derivante dai test svolti in questa tesi, si potrebbero sviluppare degli algoritmi in grado di fornire informazioni utili all'autopilota in modo da compensare in tempo reale la presenza di una raffica.

## 1.1 Organizzazione del progetto di tesi

In questo progetto di tesi verranno trattate tutte le fasi associate alla implementazione dei sensori FBG sul velivolo.

Nelle prime fasi del progetto saranno visti tutti gli aspetti relativi alla struttura ed alla realizzazione dell'ala. Una volta completata la struttura si effettueranno delle prove sperimentali se la struttura del velivolo sia sufficientemente rigida per supportare i livelli di carico richiesti in volo.

Una volta essersi assicurati della applicabilità del velivolo in condizioni di alto carico strutturale si procederà all'incollaggio delle fibre, posizionando gli elementi per la misurazione delle deformazioni in corrispondenza di posizioni che sono state ricavate in precedenti attività di tesi<sup>1</sup>[1].

Completata l'installazione delle fibre ottiche sul componente sarà necessario procedere ad una serie di test che ne verificheranno il corretto funzionamento e ne effettueranno la loro caratterizzazione sia dal punto di vista meccanico che da quello termico.

Queste prove verranno ricreate anche in un ambiente di simulazione agli elementi finiti sul "digital tween" del componente reale, per verificare che le rilevazioni sperimentali siano conformi ai risultati attesi.

Particolare attenzione verrà posta nel cercar di modellare il componente con la

---

<sup>1</sup>[Frediani, 2020] Studio di una configurazione di sensori ottici per monitoraggio strutturale ed applicazioni prognostiche

maggior accuratezza possibile.

Per assolvere a questo compito verranno svolte delle prove di trazione per una migliore caratterizzazione dei materiali utilizzati. Agli elementi del modello saranno assegnate le stesse proprietà del componente reale, facendo molta attenzione nel riprodurre il reale schema di laminazione.

Infine verranno effettuate anche alcune prove che avranno lo scopo di comprendere se i risultati ottenuti sino a quel punto potranno essere utilizzati in generali comuni situazioni operative.

Tra questi esperimenti troviamo le prove di compensazione termica quando il componente è soggetto a carichi meccanici e prove di flesso-torsione, in cui si farà uso delle rilevazioni di strain per comprendere lo stato di deformazione del componente.

# Chapter 2

## Velivolo RA

### 2.1 Descrizione generale del velivolo

Il velivolo RA è un prototipo che ha il compito di fornire tutte le conoscenze necessarie alla realizzazione di un secondo velivolo UAV che possa compiere la trasvolata dell'atlantico sfruttando unicamente energia solare. Per questo motivo il prototipo dovrà essere una piattaforma flessibile per la sperimentazione in volo di differenti tecnologie ed in particolare per il test in volo di pannelli solari combinati a accumulatori di energia elettrica come batterie agli ioni di litio.

Per questo motivo il velivolo è stato realizzato cercando di utilizzare un approccio modulare, ossia congiungendo le varie parti dell'aereo tramite delle interfacce smontabili, che facilitano la rimozione di componenti e semplificano la loro sostituzione se si dovesse presentare la necessità di un riprogettare uno dei componenti. Il velivolo è suddiviso in 4 moduli differenti (Ala, Fusoliera, Impennaggio verticale, Impennaggio orizzontale).

In questa tesi verranno prese in considerazione unicamente le porzioni di struttura corrispondenti all'ala ed alla fusoliera. L'unico elemento di interfaccia analizzato sarà la giunzione che interfaccia la fusoliera con l'ala, essendo un elemento che dovrà consentire il passaggio delle fibre dall'interno del cassone alare all'interno della fusoliera, dove viene localizzato il modulo per la misura e la trasmissione dei dati ottenuti tramite sensori FBG.

Le geometrie del velivolo sono state definite partendo dalla allocazione degli equipaggiamenti sul velivolo e successivamente sviluppando una struttura che consentisse di ottenere la massima efficienza aerodinamica possibile.

In particolare, le scelte progettuali che hanno fortemente influenzato la geometria del velivolo sono state:

- Il posizionamento dei pannelli solari unicamente sull'ala del velivolo.
- La scelta di utilizzare dei pacchi batterie realizzate ad hoc per il velivolo che

potessero essere posizionate all'interno dell'ala in modo tale da fungere come carico alleviante.

- La decisione di posizionare tutti gli equipaggiamenti all'interno della fusoliera
- La scelta di utilizzare una configurazione di propulsione spingente che sfruttasse un singolo motore posto in corrispondenza del muso del velivolo.

Il dimensionamento delle superfici portanti e della potenza del motore è stata determinata partendo dai parametri di volo riportati in tabella 2.1

<b>Flight parameters</b>	
Cruise speed ( $V_{cruise}$ )	15 m/s
MTOW	15 Kg
Max ROC	1 m/s
Maximum Efficiency	25.8
Minimum battery autonomy	3h

**Table 2.1:** Parametri di volo RA

## 2.2 Configurazione alare

I requisiti di partenza che hanno portato alla definizione della configurazione geometrica e strutturale dell'ala sono stati:

- Una profilo alare ad alta efficienza aerodinamica.
- Una superficie alare tale da generare sufficiente portanza in tutte le condizioni di volo previste in fase di progetto.
- Sufficiente superficie libera per la implementazione delle celle solari.
- Una struttura alare sufficientemente rigida per supportare i carichi in volo ed il peso massimo delle batterie quando il velivolo è posizionato a terra.

Per garantire il soddisfacimento di questi requisiti è stato scelto di realizzare una ala costituita da un cassone interno a sezione chiusa a cui è assegnato il ruolo strutturale e di un guscio esterno, il quale fornisce un leggero incremento della rigidità dell'ala ma ha lo scopo principale di conferire all'ala la geometria alare richiesta. In questo modo si ha una suddivisione dei ruoli ed in tal modo sarà possibile modificare in maniera separata i due componenti per ottenere una migliore

ottimizzazione delle due parti.

I principali parametri che caratterizzano la geometria alare sono riportati in tabella. In Figura 2.1 viene riportato il rendering della architettura alare. In trasparenza è

Wing parameters	
Wing surface	1.484 $m^2$
Aspect ratio	16.8
Wingspan	5 m
Root chord	0.372 m
Tip chord	0.146
Angle of incidence	3°

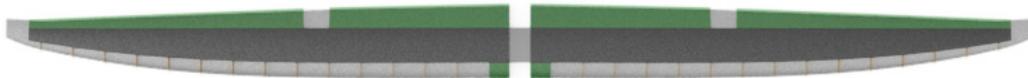
**Table 2.2:** Parametri relativi alla geometria alare

stato illustrato il guscio alare. Come si può osservare quest'ultimo ricopre l'intera ala definendone la geometria.

In nero scuro è mostrata la geometria del cassone alare, il quale è a diretto contatto con il guscio alare sul dorso e sul ventre mentre si interfaccia con il bordo di attacco tramite delle centine sagomate con una geometria a D.

In color verde sono riportati gli elementi realizzati con un core in rohocell, quali i due alettoni, i flap e dei piccoli plug alla radice del bordo di attacco utilizzati per consentire un corretto allineamento tra il profilo di radice del guscio con quello della giunzione.

L'ala verrà suddivisa in tre sezioni per facilitare il trasporto del velivolo e ridurre i suoi ingombri. Quindi potrà essere smontata in due sezioni di estremità, una per ciascuna semiala ed una sezione di radice. Il collegamento tra ciascuna sezione verrà svolto sagomando sul cassone di radice un plug rettangolare maschio mentre su quello di estremità un plug rettangolare femmina, i quali potranno essere infilati l'uno all'interno dell'altro per creare una continuità strutturale tra le due parti. Di



**Figure 2.1:** Rendering ALA RA

seguito verranno illustrate le principali caratteristiche di ciascuno dei componenti dell'ala.

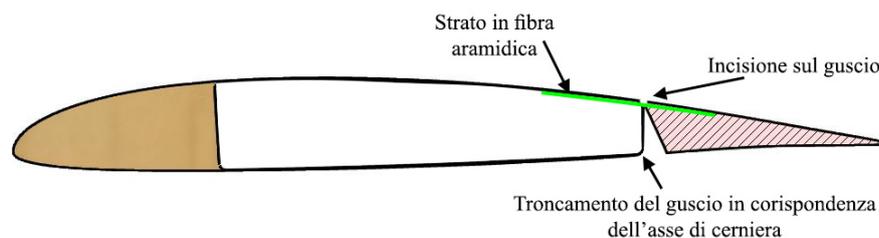
### 2.2.1 Guscio alare

Il guscio alare è l'elemento che conferisce all'ala la sua forma caratteristica. Esso è stato suddiviso in due elementi simmetrici non connessi, uno per ciascuna semiala. La continuità del profilo aerodinamico dell'ala verrà raggiunta collegando ciascun guscio all'elemento di giunzione ala-fusoliera.

Lo skin alare sarà ottenuto dalla laminazione di due strati orientati a 0-90° di Tenax UTS50 12k 800 tex con una matrice in resina epossidica.

Il Tenax UTS50 è un tessuto in fibra di carbonio con una trama plain e spreadtow, caratterizzato da una densità superficiale di soli  $80 \frac{g}{m^2}$ . Il profilo dello skin è suddiviso in due metà: una sezione dorsale ed una ventrale. La sezione dorsale si estende dal bordo di attacco a quello bordo di fuga del profilo, mentre quello ventrale inizia dal bordo di attacco e viene troncato in corrispondenza della superficie ortogonale alla linea di corda alare e passante per l'asse di cerniera come illustrato in figura 2.2. In questo modo sarà lasciata libera la rotazione dell'alettone.

Sempre in figura 2.2 è possibile osservare che l'asse di cerniera dell'alettone giace



**Figure 2.2:** Sezione del profilo alare in corrispondenza dell'alettone

sul dorso del profilo alare. La rotazione di questa superficie mobile non viene consentita tramite l'utilizzo di una cerniera convenzionale ma riducendo la rigidità dello skin dorsale in corrispondenza dell'asse di cerniera. In questo modo l'alettone verrà incollato sulla porzione finale del dorso del guscio e potrà ruotare attorno il punto sul quale il guscio è stato inciso.

La riduzione di rigidità viene ottenuta laminando uno strato di kevlar nella parte concava del guscio, lungo l'asse di cerniera. Esso consentirà di realizzare una incisione sul guscio che perforerà gli strati di carbonio ma non quello in fibra aramidica. In questo modo l'alettone potrà ruotare liberamente attorno questo asse senza incontrare una eccessiva resistenza.

Tra il cassone alare ed il bordo di attacco sono state inserite celle centine che consentono di trasferire i carichi aerodinamici generati sul bordo di attacco dell'ala al cassone alare. Esse saranno riferite come centine D data la loro forma somigliante ad una lettera D rovesciata.

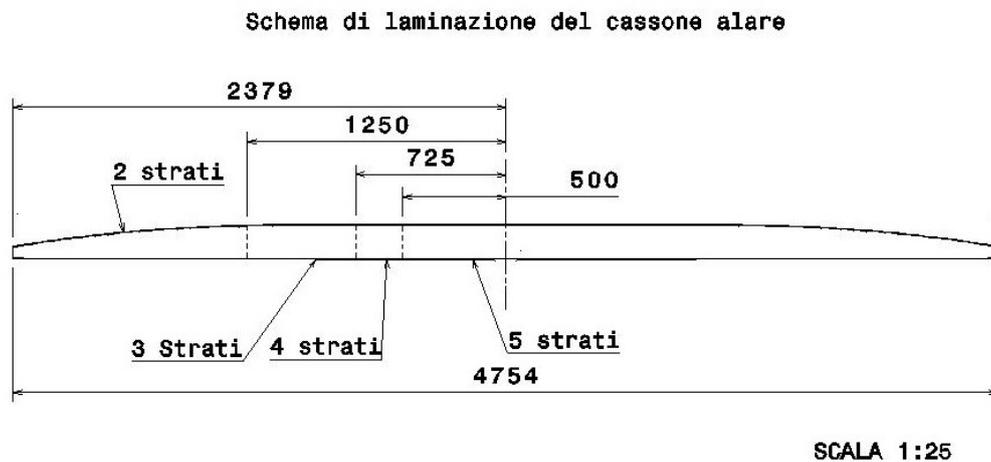
## 2.2.2 Il cassone alare

Il cassone alare è l'elemento strutturale dell'ala. Esso si oppone ai carichi aerodinamici che possono indurre forti momenti flettenti e torcenti.

È stato scelto di adottare una struttura a cassone alare perché offre ottime caratteristiche di resistenza e anche un volume chiuso facilmente accessibile per l'inserimento delle batterie. Inoltre disaccoppiando il ruolo strutturale da quello aerodinamico sarà possibile collegare il cassone allo skin alare tramite degli elementi reversibili, consentendo il loro disassemblaggio in caso sia necessario accedere alle linee di FBG. Come nel caso del guscio, anche il cassone è stato realizzato laminando il tessuto Tenax UTS50 tramite una matrice epossidica. Lo schema di laminazione è illustrato in figura 2.3. Come si può osservare da questa figura, alla radice della semiala il cassone è costituito da cinque strati e gradualmente viene ridotto fino a due per tener conto la riduzione degli stress muovendosi dalla radice al tip dell'ala.

In questo modo si cercherà di avere un bilanciamento tra le prestazioni strutturali del componente e le sue caratteristiche di peso.

Dato l'elevato carico flessionale al quale il componente viene soggetto, è stato deciso di rinforzare le sue pareti verticali con delle strisce di tessuto in fibra di carbonio twill Tenax HTA 40 da  $160 \frac{g}{m^2}$ . La scelta di questa tipologia di carbonio è derivata dal fatto che essendo il Tenax HTA 40 più spesso rispetto all'UTS50 consentirà di ottenere maggiore riduzione degli stress. Questo componente è stato realizzato



**Figure 2.3:** Schema di laminazione del cassone

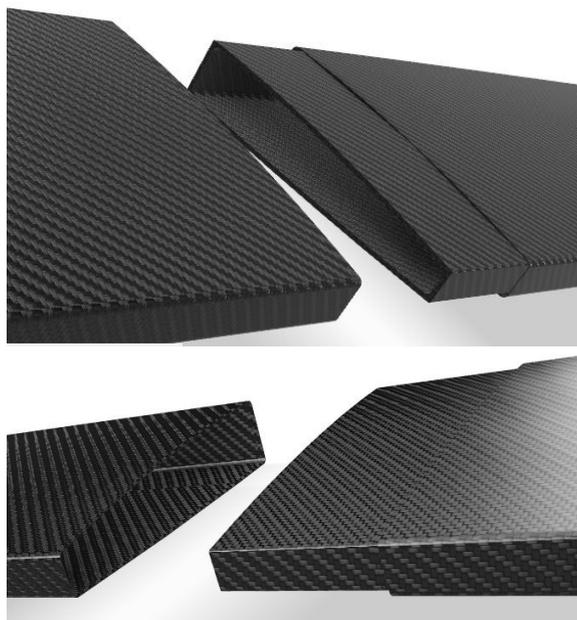
come un unico pezzo per evitare l'interruzione delle fibre alla radice dell'ala che si avrebbero avute se il componente fosse stato suddiviso in due parti.

Per consentire lo smontaggio dell'ala in tre sezioni, sono previsti due plug maschio

sulla sezione di radice del cassone mentre è stato sagomato un plug femmina su ciascuna delle sue sezioni di tip.

Questo elemento permetterà un collegamento corretto tra le varie sezioni e consentirà una ottimale redistribuzione dei carichi.

Una illustrazione delle geometria del plug maschio e femmina della semiala sinistra è riportata in figura 2.4.



**Figure 2.4:** (UP) Plug maschio, (DOWN) plug femmina

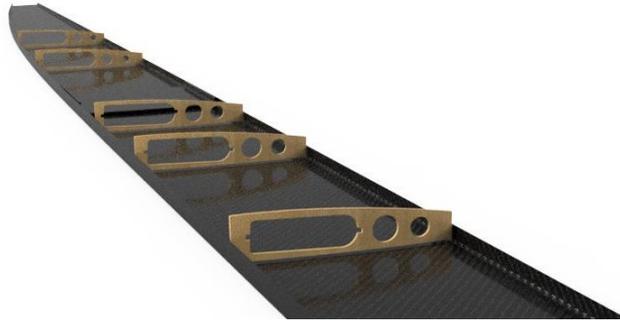
Questa soluzione consente di accedere all'interno del cassone agevolmente per inserire i pacchi batterie ed allo stesso tempo uno smontaggio molto rapido.

All'interno di questo componente sono state poste otto centine in compensato di pioppo nella sezione di radice e quattro centine per ciascuna delle due sezioni di estremità.

La scelta di utilizzare delle centine in questo componente è derivata dalla necessità di evitare instabilità locali delle pareti verticali e per facilitare le operazioni di chiusura del dorso e del ventre di questo componente.

Le centine presentano anche dei fori interni per alleggerirle e consentire il passaggio di cavi e delle batterie.

In figura 2.5 sono illustrati i fori guida che consentono lo scorrimento della piastra per il supporto dei pacchi batteria.



**Figure 2.5:** distribuzione delle centine all'interno del cassone

### 2.2.3 La giunzione alare

La giunzione alare è l'elemento di interfaccia tra ala e fusoliera.

Questo componente è di fondamentale importanza perché gestisce il corretto calettamento dell'ala e funge da solida interfaccia tra ala e fusoliera. Le prime prove di volo verranno scolate con un calettamento dell'ala rispetto alla fusoliera di 3 gradi. Analisi di post volo consentiranno di verificare se tale calettamento sia adeguato in comuni condizioni di volo.

La sua rappresentazione CAD è illustrata in figura 2.6.

Questo elemento funge si interfaccia con tre componenti diversi:

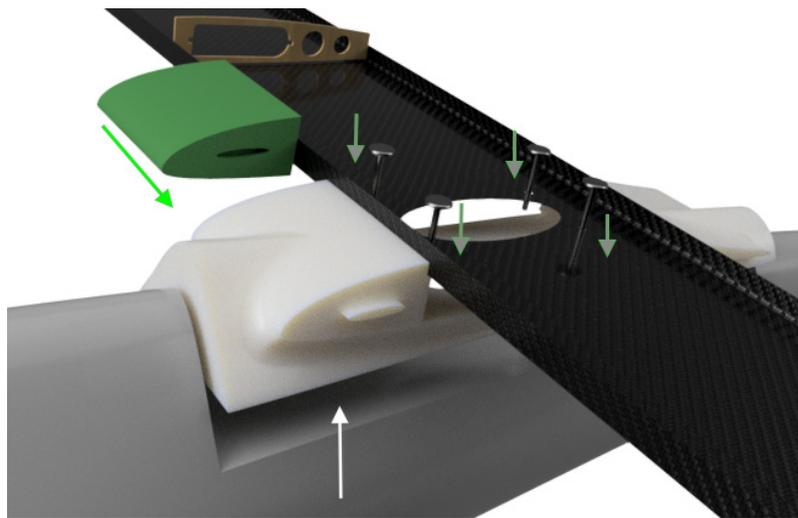


**Figure 2.6:** Rappresentazione della giunzione alare

- Il cassone alare viene infilato nell'apposito slot predisposto ad accoglierlo. Il fissaggio avverrà tramite 4 viti passanti che poggiano superiormente sulla superficie interna del cassone ed inferiormente nella superficie interna della fusoliera.
- Le superfici laterali e posteriore poggeranno nell'incavo sagomato nella fusoliera in fase di laminazione.

- Il bordo di attacco del guscio alare verrà correttamente allineato con quello della giunzione tramite delle chiavette con sagomatura ellittica utilizzate per allineare la centina D di radice con il bordo di attacco della giunzione.

In figura 2.7 è stato riportato lo schema di collegamento dei vari componenti che fanno parte della giunzione. Il cassone alare è stato illustrato come un componente a sezione aperta unicamente per mostrare come le viti si interfacciano con il resto dei componenti.



**Figure 2.7:** Assieme della giunzione alare

## 2.3 La fusoliera

La fusoliera del velivolo RA è stata progettata per avere la massima capienza di equipaggiamenti cercando di ottenere la minima resistenza aerodinamica.

Il suo muso alloggerà il motore, il quale è dotato di una elica ripieghevole per minimizzare la resistenza in fase di volo librato.

Nella parte terminale di questo componente sono presenti quattro inserti forati che fungono da interfaccia tra fusoliera ed impennaggio verticale. Questo tipo di collegamento si è dimostrato molto solido ed al contempo consente un agevole passaggio di fili che trasmettono i comandi agli attuatori.

Come illustrato in figura 2.7 in corrispondenza dell'ala si ha una sagomatura per alloggiare la giunzione alare.

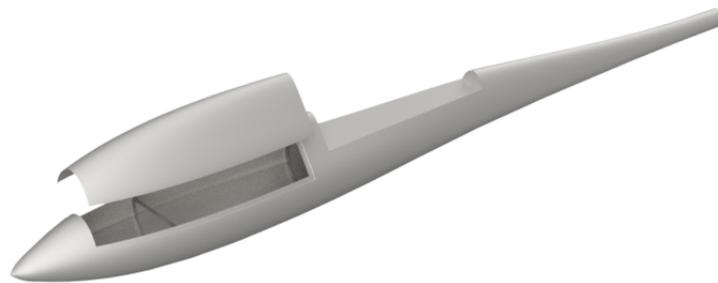
Un altro elemento chiave della fusoliera sarà il sistema di sgancio rapido del carrello di atterraggio. Esso consente lo sgancio del carrello principale subito dopo il decollo per minimizzare la resistenza che esso fornisce.

Nelle prime fasi di testing questo componente non sarà montato sul velivolo ed al suo posto sarà inserito un carrello fisso a triciclo posteriore.

L'inserimento e la rimozione degli equipaggiamenti avvengono tramite il vano posto di fronte l'ala. In fase di progetto è stato predisposto un elevato volume avanti il centro di pressione dell'ala consentire un corretto bilanciamento del velivolo e conseguentemente ottenere un sufficiente margine statico[2].

Una rappresentazione della posizione di questo vano è riportata in figura 3.8.

Gli ingombri della fusoliera sono riportate nella tabella 2.3



**Figure 2.8:** Rendering della fusoliera

<b>Fuselage parameters</b>	
Length	1.89 m
Max Width	168 mm
Max height	207 mm

**Table 2.3:** Dimensioni di ingombro della fusoliera

Questa sezione del velivolo è stata realizzata in TORAYCA T300B 67 tex (1k), ossia una fibra con una densità superficiale di  $68g/m^2$ . La scelta di questo materiale è derivata dal suo basso peso specifico.

Globalmente sono previsti tre strati di questo tessuto e nelle posizioni in cui verranno applicati degli intensi carichi come sul fondo della fusoliera, nella sezione di giunzione con l'ala ed in corrispondenza del collegamento con gli impennaggi è stato aggiunto un ulteriore strato di Tenax HTA 40 da  $160\frac{g}{m^2}$ .

La struttura presenta internamente dieci ordinate in compensato di pioppo che irrigidiscono la struttura.

Per incrementare la rigidità andranno realizzati anche quattro correnti che percorrono il corpo del velivolo nell'intera lunghezza. Il loro processo di realizzazione sarà descritto nel prossimo capitolo.

Il motore sarà sorretto dal firewall, anch'esso realizzato in compensato di pioppo e rinforzato con della fibra di carbonio che lo congiunge alle pareti adiacenti.

## Chapter 3

# Produzione del Prototipo

La produzione del prototipo è avvenuta per la maggior parte dei componenti strutturali tramite un processo di laminazione manuale, mentre per elementi di piccole dimensioni che hanno richiesto una maggiore accuratezza è stata utilizzata la stampa 3D.

L'elemento chiave per l'ottenimento di un componente in materiale composito che rispetti le tolleranze per un corretto assemblaggio è la realizzazione di un buono stampo che implementi differenti caratteristiche richieste al fine di ottenere un componente laminato in maniera ottimale.

Tra queste features vi sono dei canali per una uniforme distribuzione delle pressioni all'interno dello stampo una volta che è stato tirato il vuoto oppure delle incisioni sul sullo stampo che mostrano gli eccessi da rimuovere una volta completata la laminazione.

Gli stampi sono stati realizzati partendo da pannelli di poliuretano con spessore variabile in funzione del componente da realizzare ed effettuando delle operazioni di fresatura 3D tramite una CNC-pantografo a disposizione nel laboratorio DIMEAS del Politecnico di Torino.



**Figure 3.1:** Pantografo Falcon 1500-PoliTo

Le lavorazioni sono state molto complesse nel caso di componenti dalle dimensioni maggiori rispetto quelle della macchina. In questi casi sono stati lavorati diversi pannelli separatamente e successivamente sono stati assemblati.

Ulteriori informazioni verranno date nelle sezioni relative alla produzione di ciascun componente.

A seguito delle lavorazioni tramite pantografo, gli stampi sono stati levigati per rimuovere le imperfezioni superficiali lasciate dall'utensile e successivamente sono state date due sottili mani di resina sullo stampo per chiudere tutte le porosità.

Una volta completato lo stampo si è passato alla fase di laminazione.

Questo metodo è costituito dai seguenti passi:

- Applicazione di almeno due strati di un liquido filmogeno (PVA) sullo stampo.
- Impregnatura delle fibre tramite rullo su una superficie piana.
- Deposizione dello strato all'interno dello stampo, facendo attenzione a non intrappolare polveri tra i vari strati.
- Applicazione del peelply per avere una corretta distribuzione della resina sul componente e l'ottenimento di uno stato superficiale che ne incrementi la rigidità.
- Applicazione di uno strato di microforato. Questo materiale presenta dei piccoli fori che consentono alla resina in eccesso di essere assorbita dal materiale aeratore.
- Applicazione di uno strato di aeratore per favorire un corretto passaggio dell'aria all'interno del sacco a vuoto mentre la pompa a vuoto è attiva. Inoltre questo materiale può assorbire la resina in eccesso rilasciata dal microforato.
- Inserimento dell'intero stampo all'interno del sacco a vuoto e successiva sigillatura delle estremità aperte tramite del mastice.

- Attivazione della pompa a vuoto al fine di raggiungere il corretto livello di pressione all'interno del sacco a vuoto

Dopo aver seguito i passi appena elencati avviene la cura del componente non in autoclave. Ciò comporta delle minori prestazioni del composito ma consente di realizzare il pezzo a costi moderati.

La caratterizzazione del materiale ottenuto tramite questo processo verrà mostrata nel capitolo relativo alla simulazione strutturale.

Dopo la laminazione si è passati alla rifinitura dei pezzi ed al loro incollaggio. Maggiori informazioni verranno date nella descrizione del processo di produzione di ciascun componente.

### 3.1 Produzione del Cassone

Il cassone è stato uno dei componenti più complessi da realizzare data la sua lunghezza di 4.8 metri e la necessità di inserire all'interno del componente la giunzione per il montaggio e lo smontaggio di questo componente in tre sezioni.

La laminazione di questo componente è avvenuta laminando in modo separato il dorso ed il ventre della struttura.

A causa delle ridotte dimensioni della CNC, lo stampo di questo componente è stato suddiviso in cinque sezioni separate che successivamente sono state assemblate.

In figura 3.1 è mostrata la realizzazione di una di queste sezioni.

Per assicurare che gli stampi fossero correttamente allineati ed evitare degli scorrimenti durante la laminazione è stato realizzato un frame in legno attorno l'intero stampo come illustrato in figura 3.2 Successivamente alla preparazione dello stampo



**Figure 3.2:** Stampo del cassone alare

si è passato alla laminazione seguendo la procedura precedentemente esposta.

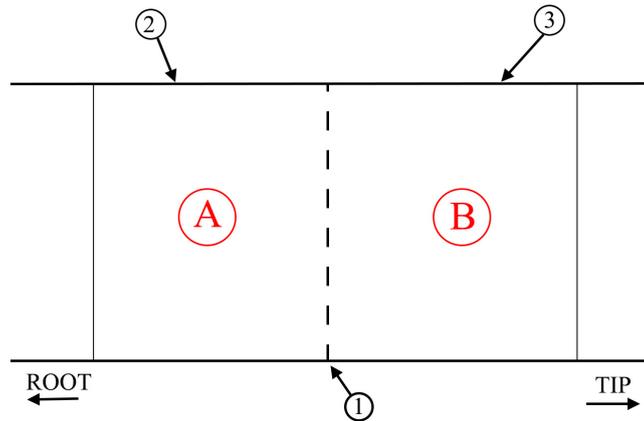
Il componente così ottenuto presenta dei bordi non rifiniti, pertanto è stata effettuata una operazione di rimozione degli eccessi laterali.

Prima di chiudere il dorso ed il ventre sono state create le due giunzioni.

Per comprendere il metodo utilizzato si farà riferimento alla figura 3.3. L'idea è di utilizzare la porzione di cassone in cui viene realizzato tale innesto come stampo per la giunzione. Solo in questo modo si potrà essere sicuri che il collegamento tra i due componenti potrà avvenire correttamente.

Il primo passo è di tagliare il cassone alare nei punti in cui esso dovrà essere scomposto lasciando però del materiale che mantenga momentaneamente le sezioni unite come illustrano nella figura con il numero 1.

Successivamente, con della carta abrasiva, è stata aumentata la rugosità della superficie interna del cassone indicata in corrispondenza dell'area A. In questo modo



**Figure 3.3:** Costruzione della giunzione alare

gli strati in composito laminati all'interno del cassone aderiranno permanentemente al pezzo.

Nella area B è stato svolto il processo inverso applicando del nastro adesivo per pacchi sulla superficie per aumentarne la finitura superficiale, il quale eviterà l'adesione della fibra di carbonio al cassone.

Svolti attentamente questi passi si è passata alla laminazione di due strati di carbonio da  $180g/m^2$  che ricoprirono entrambe le aree A e B.

Dopo essere avvenuta la cura, si è passato alla rimozione del materiale che teneva unito le due sezioni del cassone non rimosso durante la fase 1. In questo modo è stato ottenuto sulla sezione di radice il plug maschio mentre in quella al tip il plug femmina. Il risultato finale di questo procedimento è illustrato in figura 3.4



**Figure 3.4:** Fotografia della giunzione della semiala sinistra

Dopo la giunzione si è passati all'incollaggio delle centine precedentemente realizzate tramite CNC in compensato di pioppo.

Quest'ultime tendono a ridurre i fenomeni di instabilità delle pareti verticali del cassone e fungono da elementi fondamentali per il corretto incollaggio delle due porzioni ventrale e dorsale del componente. Senza questi elementi la struttura non sarebbe riuscita a sopportare gli elevati carichi flessionali alla quale viene soggetta. A questo punto sono state chiuse le due metà tramite incollaggio ed è stata laminata della fibra unidirezionale avvolgendola attorno al cassone per evitare che eccessivi carichi flessionali portino alla separazione delle due metà.

La produzione del cassone sarà completa dopo la implementazione dei sensori FBG.

## 3.2 Costruzione del Guscio alare

La costruzione del guscio alare ha seguito un procedimento analogo a quello del cassone.

Uno stampo che contenesse per l'intera corda alare sia del dorso che del ventre avrebbe richiesto una larghezza minima di 840 mm.

Dato che la massima larghezza lavorabile dalla CNC fornita nel progetto è di 720mm è stato deciso di troncare lo stampo del ventre in corrispondenza del bordo di fuga del cassone.

Questa soluzione è applicabile perché sia l'alettone che i flap sono sconnessi dalla porzione ventrale dello skin e conseguentemente il trailing edge di questa porzione di skin non è necessario

Lo spessore della superficie è dato unicamente da due strati di UTS50 e per questo motivo lo componente risulta essere molto leggero ma anche molto flessibile.

Al fine di rinforzare il bordo di attacco è stato posto uno strato di fibra di carbonio Tenax HTA40. Tale bordo irrigidito, in combinazione alle centine a D porse sul bordo di attacco hanno consentito di incrementare notevolmente la rigidità flessionale del pezzo.



**Figure 3.5:** Fotografia del guscio dopo essere stato laminato

In figura 3.5 è possibile notare lo strato in fibra aramidica, il cui utilizzo è descritto nella sezione 2.2.1. Questo elemento era stato concepito per avere il ruolo di cerniera ma è stato successivamente rimosso e sostituito con delle semplici cerniere in nylon poiché richiedeva una eccessiva coppia per la sua movimentazione. Dopo aver rimosso il componente dallo stampo sono stati tagliati gli eccessi dovuti

ad imprecisioni di laminazione ed in seguito è stata preparata la sua superficie interna per consentire l'incollaggio delle centine poste sul bordo di attacco.

Questi elementi consentono di collegare saldamente le due metà del guscio in modo da crearne una continuità strutturale.

Nel caso in cui non fossero state incluse nel progetto sarebbe stato impossibile effettuare un solido incollaggio tra le porzioni di dorso e di ventre.

Una terza funzione che esse hanno è quella di posizionare correttamente il cassone alare all'interno del guscio. Infatti, il cassone sarà correttamente posizionato all'interno del guscio quando arriverà a battuta contro la porzione verticale delle centine.

A questo punto sono state chiuse le due metà dei gusci si è passato alla realizzazione degli alettoni e del flap. Questi due elementi erano stati inizialmente concepiti per essere realizzati come parti del guscio ma a causa di alcune problematiche nel processo di realizzazione del guscio è stata presa la decisione di realizzarli come componenti separati e solo successivamente sono stati connessi al guscio ed allo skin tramite delle cerniere.

Per la costruzione del flap si ha preferito utilizzare un metodo di produzione spesso adottato nell'ambiente modellistico. Esso è veloce ed efficace e si basa sul realizzare un core in polistirene sagomato tramite filo a caldo e successivamente rivestirlo tramite un solo strato di carbonio Tenax UTS50 per conferire rigidità.

Il flap è costituito da due parti:

- Un elemento di trailing edge che va connesso alla parete del bordo di fuga del cassone alare per consentire al flusso d'aria di spostarsi dal ventre al dorso dell'ala in modo da guidarlo per incrementare l'angolo di stallo del profilo.
- Il profilo vero e proprio del flap, ossia la parte mobile che varia di angolo di attacco rispetto al calettamento dell'ala.

Entrambe queste due parti sono state realizzate allo stesso modo ma il rivestimento con lo strato di fibra di carbonio è avvenuto diversamente.

Nel primo caso, il core del trailing edge è stato prima incollato sul bordo di fuga e successivamente è stato rivestito con uno strato di carbonio in modo da irrigidirlo e farlo vincolare saldamente al bordo di fuga del cassone.

Nel secondo caso il core è stato interamente rivestito con uno strato in fibra di carbonio in modo da ricongiungere la fibra sul bordo di fuga. In questo modo è stato ottenuto un profilo coerente a quello di progetto ed un bordo di fuga molto sottile per favorire un corretto ricongiungimento della vena fluida tra dorso e ventre del profilo.

Una fotografia dei due componenti in questo modo realizzati è riportata in figura 3.6.



**Figure 3.6:** Profilo del flap

In questa figura si può anche osservare come il flap risulta collegato al cassone alare tramite una cerniera con asse di rotazione posizionato sotto il flap.

Con questa soluzione è possibile conferire un moto di roto-traslazione al componente quando movimentato tramite il servo-attuatore, consentendo un aumento dell'angolo di attacco e creando un gap tra cassone e superficie mobile in modo da evitare lo stallo di questo componente.

Gli alettoni sono stati realizzati allo stesso modo. L'unica differenza è stata nel metodo di fissaggio al cassone.

In questo caso sono state utilizzate delle cerniere con asse di rotazione posto sul punto più anteriore del componente.

### 3.3 Costruzione della fusoliera

Il processo di laminazione della fusoliera è stato molto simile a quella degli altri due componenti precedentemente illustrati, con alcune accortezze adottate per lo specifico caso.

La maggiore complessità legata alla realizzazione degli stampi per questo componente risiede nella loro elevata profondità. Per questo motivo sono stati utilizzati due strati di pannelli in poliuretano sovrapposti per ottenere la profondità richiesta. Tale soluzione ha richiesto la chiusura di tutti gli spazi di intramezzo tra i due pannelli in pannelli in poliuretano causando conseguentemente delle imperfezioni superficiali sul componente.

Anche in questo caso è stato realizzato una frame in legno attorno allo stampo per mantenere tutti i pannelli rigidamente connessi.

Una fotografia dello stampo finale è riportata in figura 3.7.



**Figure 3.7:** Fotografia dello stampo per la Fusoliera

Una volta completato lo stampo si è passato al processo di laminazione con una distribuzione degli strati illustrata nella sezione 2.3.

I correnti della fusoliera sono stati realizzati durante il processo di laminazione. Dopo aver completato la deposizione di due strati di carbonio sono strati tagliati da un pannello in polistirene delle piccole barre a sezione triangolare. Successivamente sono state poste sopra il composito appena laminato e successivamente è stato deposto un terzo strato in composito sull'intero stampo.

In questo modo i correnti così realizzati sono custoditi all'interno del guscio della fusoliera ed essendo formato da un sandwich in composito sono anche caratterizzati da ottime proprietà di peso.

Completato questo passaggio si è passato all'incollaggio delle ordinate realizzate in compensato di pioppo e successivamente alla chiusura delle due metà.

Particolare attenzione è stata svolta nella chiusura della sezione di coda al fine di garantire un corretto allineamento tra fusoliera ed impennaggio verticale. Il

risultato ottenuto dallo svolgimento di questi passi è illustrato in figura



**Figure 3.8:** Fusoliera durante l'incollaggio di chiusura

In questa figura si può osservare come i correnti interni alla fusoliera vengono interrotti per consentire l'incollaggio delle ordinate sul guscio. Lo spazio contenuto tra le due ordinate immediatamente sotto il vano sono tali da poter alloggiare in maniera sicura l'acquisitore Smartsan.

## Chapter 4

# Simulazione Strutturale

In questo capitolo verranno descritti tutti i passi necessari alla realizzazione del "Digital tween" del cassone alare, il quale sarà di fondamentale importanza in successive fasi del progetto per ricreare la deformata del componente a partire dai valori di deformazione misurati dagli FBG.

A seguito delle prove sperimentali il modello verrà aggiornato in modo da essere sempre più accurato nella descrizione della risposta strutturale del componente.

La realizzazione del modello partirà da prove di caratterizzazione del materiale utilizzato per avere dei dati di partenza fedeli alla condizione reale.

Successivamente verrà ricreato il componente nell'ambiente di sviluppo in modo da considerare tutti i dettagli presenti nel componente reale.

Infine verranno effettuate delle prove sperimentali per comprendere la corretta similitudine tra modello e componente reale. Se le risposte saranno differenti allora verranno apportate modifiche al modello fin tanto che l'uguaglianza nella risposta venga ottenuta.

### 4.1 Caratterizzazione del tessuto Tenax UTS50

Una corretta modellazione strutturale necessita di una corretta caratterizzazione dei materiali utilizzati.

Utilizzando i dati riportati sul datasheet del materiale il modello sarebbe stato troppo rigido portando risultati incorretti. Il processo di laminazione utilizzato per la costruzione del velivolo è ben lontano dalle condizioni sperimentali utilizzate dal produttore della fibra in composito.

Per questo motivo sono state svolte delle prove di trazione per caratterizzare il materiale utilizzato per la costruzione dell'ala, ossia il Tenax UTS50 con una matrice epossidica "Epoxy ResinL" prodotto dalla Cyttox.

Queste prove sono state svolte su provini con orientamento della fibra a 0/90 per

ricavare il modulo elastico longitudinale e quello di Poisson e su dei provini a -45/+45 per ottenere il modulo di taglio  $G_{12}$ .

Le normative di riferimento utilizzate per le seguenti prove sono state l'ASTM D3039 per quanto riguarda la prova con provini 0/90 e la ASTM 3518 per il calcolo del modulo di taglio.

#### 4.1.1 Set Up iniziale

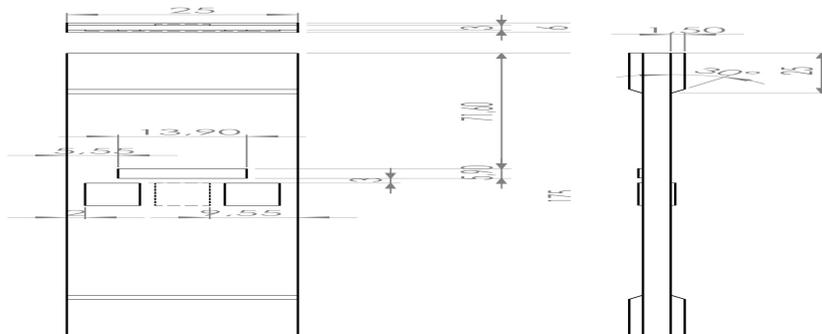
Prima di poter effettuare le prove è stata decisa la geometria dei provini e successivamente sono stati sagomanti tramite CNC.

Essi sono stati realizzati con un processo di laminazione analogo a quello utilizzato per i componenti del velivolo in modo da essere il più fedeli alle caratteristiche del materiale sul velivolo.

Per entrambe le prove è stata utilizzata la stessa geometria dei provini. La normativa specifica che essi devono essere di forma rettangolare per evitare l'interruzione delle fibre ed utilizzare dei tabs (realizzati in fibra di vetro) posti in corrispondenza delle sezioni di afferraggio per evitare che l'elevata concentrazione di stress dovuta alla combinazione di compressione trasversale e di trazione porti alla rottura dei provini in corrispondenza di queste aree. La prova verrà ritenuta valida se la rottura avviene in sezioni utili del provino, ossia lontane dalla porzione di afferraggio.

In figura 4.1 sono illustrate le quote nominali del provino di riferimento. Queste dimensioni potranno variare a seguito della reale produzione dei provini.

In questa figura è stata illustrata anche la posizione degli estensimetri. Sono stati



**Figure 4.1:** Messa in tavola della geometria dei provini

posti due estensimetri sulla faccia frontale ed uno su quella posteriore per verificare il corretto allineamento del provino tra gli afferraggi e per misurare la deformazione longitudinale in tre punti differenti.

trasversalmente è stato posto un solo estensimetro per ricavare la deformazione trasversale alla direzione di applicazione del carico in modo da poter utilizzare

questa informazione per il modulo di Poisson.

Trattandosi di provini in composito, gli spessori sono stati ottenuti laminando un adeguato numero di strati e per questo motivo saranno differenti da quelli riportati nella messa in tavola.

I provini con orientamento delle fibre a  $-45/+45$  sono costituite da 6 strati mentre quelli con orientamento a  $0/90$  sono costituiti da 14 strati.

Gli estensimetri montati sul provino sono prodotti dalla HBM e sono caratterizzati da una resistenza di 120 ohm ed un k factor è pari a 2.11.

La macchina di trazione per la prova è una INSTRON 8516 con un carico massimo applicabile sul provino di 120 kN.

I dati di output per ciascuna prova saranno la forza rilevata dalla cella di carico della macchina di trazione e le deformazioni di ciascun estensimetro.



**Figure 4.2:** Prova di trazione

#### **4.1.2 Prova di trazione su provini $0/90$**

La prova di trazione con orientamento delle fibre a  $0/90^\circ$  è stata svolta su un gruppo di 9 provini.

L'obiettivo di questa prova è di ricavare il modulo elastico ed il carico di rottura del materiale. Il numero di prove non può essere ritenuto valido per comprendere un comportamento statistico del materiale ma nonostante ciò consente di ottenere dati rappresentativi della risposta deformativa del materiale adottato.

Dopo che i provini sono stati caricati nella macchina e gli estensimetri sono stati connessi ai pin del misuratore delle deformazioni, sono stati ottenuti i punti forza-deformazione dal valore di forza nulla sino a giungere al quella di rottura per ciascuno estensimetro.

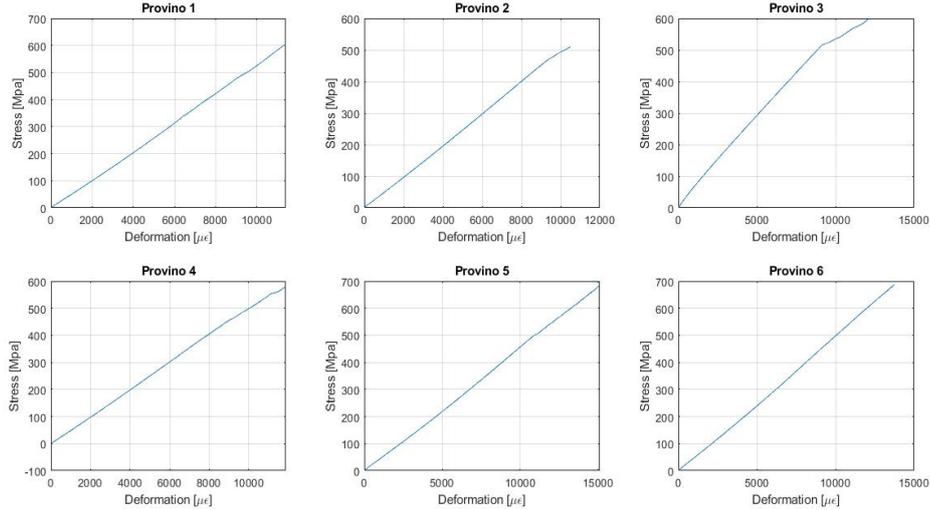
Questi grafici così proposti non sono utili all'ottenimento delle caratteristiche ingegneristiche. Per far ciò, la forza deve essere normalizzata rispetto l'area in modo da ottenere il carico mentre la deformazione deve essere posta come media

delle deformazioni rilevate.

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad \epsilon_{average} = \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2}{2} + \epsilon_3 \quad (4.1)$$

Nei grafici delle figure 4.3 e 4.4 sono forniti i risultati di queste prove.

I provini 5-6-7 hanno subito il distacco di uno degli estensimetri e per questo



**Figure 4.3:** Grafici deformazione-carico provini 0-90

motivo la deformazione rilevata da questi estensimetri è stata rimossa dal calcolo della  $\epsilon_{average}$ .

Una volta disponibili i risultati delle prove sperimentali si è passato al post processing dei dati.

Secondo la ASTM D3039, nel caso di materiali compositi il modulo elastico può essere ricavato come il rapporto tra la differenza di tensione associata a  $3000\mu\epsilon$  e quella a  $1000\mu\epsilon$  rispetto  $2000\mu\epsilon$  ossia:

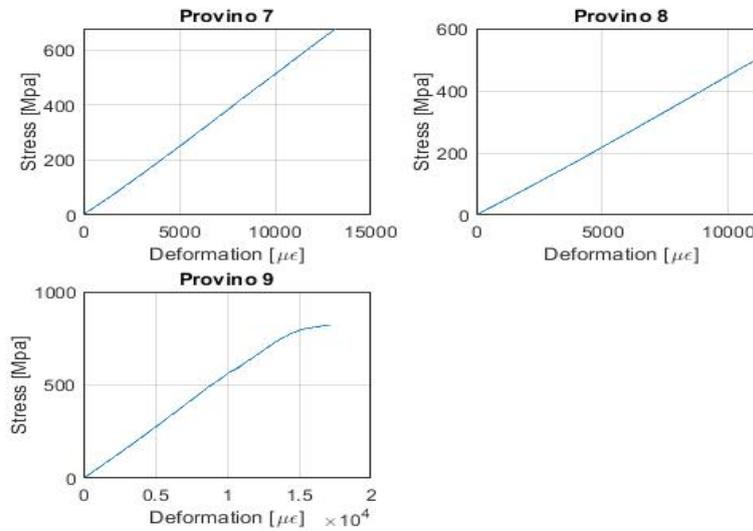
$$E = \frac{\sigma(\epsilon = 3000\mu\epsilon) - \sigma(\epsilon = 1000\mu\epsilon)}{3000\mu\epsilon - 1000\mu\epsilon} \quad (4.2)$$

Un approccio analogo viene applicato per il calcolo del modulo di Poisson

$$\nu = \frac{\epsilon_t(\epsilon = 3000\mu\epsilon) - \epsilon_t(\epsilon = 1000\mu\epsilon)}{3000\mu\epsilon - 1000\mu\epsilon} \quad (4.3)$$

Dove  $\epsilon_t$  rappresenta la deformazione trasversale.

Questo approccio può essere ritenuto valido solo dopo aver verificato che all'interno



**Figure 4.4:** Grafici deformazione-carico provini 0-90

dell'intervallo  $1000\mu\epsilon < \epsilon < 3000\mu\epsilon$  il comportamento del materiale è lineare. Questa considerazione viene verificata per tutti i provini testati. I risultati ottenuti da ciascuna prova sono riportati in tabella 4.1.

Provino	1	2	3	4	5
E [Mpa]	51233.81	48344.26	59448.07	50186.97	47367.72
$\nu_{12}$	-0.0680	-0.044	-0.059	0.005	-0.068
$\sigma_r$ [Mpa]	599	509	585	580	675

**Table 4.1:** Caratteristica ingegneristiche prova di trazione 0-90

6	7	8	9
7603.83	6015.44	3528.41	54207.11
-0.050	0.029	-0.031	-0.058
679	668	507	822

**Table 4.2:** Caratteristica ingegneristiche prova di trazione 0-90

La scelta dei dati da utilizzare in fase di progetto deriva dalle richieste di

progetto.

Per quanto riguarda il Modulo Elastico e quello di Poisson verranno selezionati i valori medi:

$$E_{Average} = 50881Mpa \quad \nu_{average} = -0.0387$$

Questo approccio è stato preferito rispetto a quello conservativo, perché scegliendo il valori medi si ha una maggiore somiglianza tra il componente ed il modello.

Per quanto riguarda la scelta del carico di rottura di riferimento è stato posto un approccio conservativo ossia è stato selezionato come quello di riferimento il minimo tra quelli ottenuti:

$$\sigma_r = 509Mpa$$

In questo modo il failure index verrà ricavato rispetto al valore di carico minimo che può indurre la rottura del materiale.

### 4.1.3 Prova di trazione su provini +45/-45

La complessità legata al calcolo del modulo di taglio  $G_{12}$  è superiore rispetto al calcolo delle caratteristiche longitudinali poiché è necessaria una maggiore elaborazione dei dati ottenuti dalle prove prima di giungere al risultato.

I provini realizzati per queste prove sono caratterizzati da un orientamento delle fibre a  $\pm 45$  gradi rispetto alla direzione di applicazione del carico.

Queste tipologie di provini accentuano il fenomeno dello scorrimento angolare e consentono la misurazione della proprietà richiesta per via indiretta.

Come nel caso precedentemente, in queste prove sono state ottenute tre deformazioni longitudinali ed una trasversale per ciascun estensimetro montato.

E' indispensabile avere un estensimetro posto trasversalmente alla direzione di applicazione del carico per rilevare gli scorrimenti angolari. A questo punto, il carico e la deformazione media vengono ottenuti applicando le formule viste in precedenza e riportate nella equazione 4.1.

I dati così ottenuti potranno essere raggruppati in:

- $\epsilon_1$ : Deformazione longitudinale
- $\epsilon_2$ : Deformazione trasversale.
- $\sigma$ : Carico longitudinale

Il modulo di taglio viene ricavato dal grafico  $\gamma - \tau$ . Questi due valori possono essere calcolati applicando le seguenti equazioni:

$$\tau = \frac{\text{sigma}}{2} \quad \& \quad \gamma = \epsilon_1 - \epsilon_2 \quad (4.4)$$

I risultati ottenuti da queste prove riportati in figura 4.5 e 4.6.

I provini 7 ed 8 non verranno esclusi dalle analisi nonostante presentino un andamento anomalo per alte deformazioni poiché in campo lineare i test hanno presentato caratteristiche analoghe a quelle degli altri provini.

Per ricavare il modulo di taglio da queste prove si applicheranno le procedure indicate dalla normativa ASTM D3518 <sup>1</sup>[3].

Essa specifica che il modulo di taglio va ricavato calcolando il coefficiente angolare della curva  $\gamma - \tau$  in un intervallo di  $4000\mu\epsilon$  a partire dallo scorrimento angolare di  $1500\mu\epsilon$ .

Conseguentemente la formula del modulo di taglio è:

$$G = \frac{\tau_{\gamma=5500\mu\gamma} - \tau_{\gamma=1500\mu\gamma}}{\gamma_{5500\mu\gamma} - \gamma_{1500\mu\gamma}} \quad (4.5)$$

---

<sup>1</sup>12.3.1 Chord Shear Modulus of Elasticity—Calculate the chord shear modulus of elasticity using Eq 5, applied over a  $4000\mu\epsilon$  shear strain range, starting with the lower strain point in the range of  $1500$  to  $2500\mu\epsilon$ .

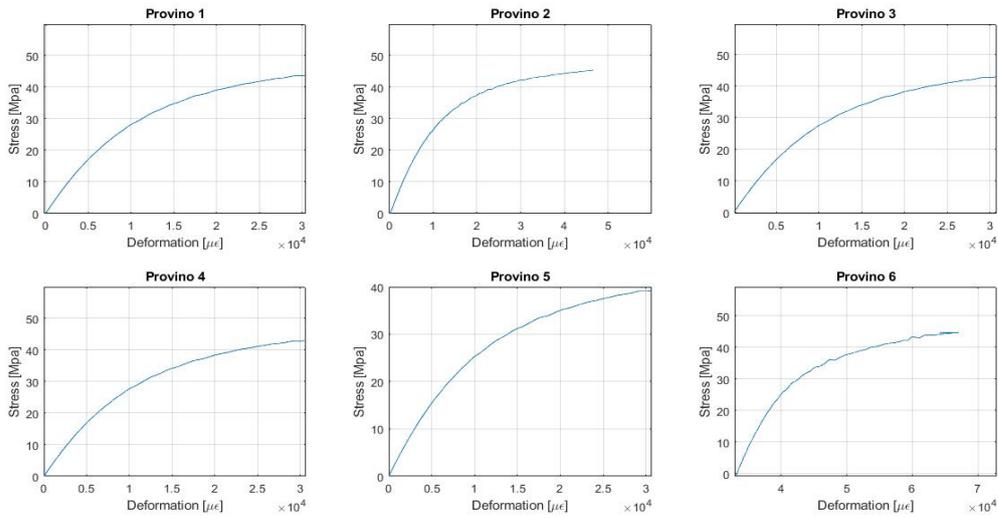


Figure 4.5: Grafici Scorrimento-Taglio Profili da 1 a 4

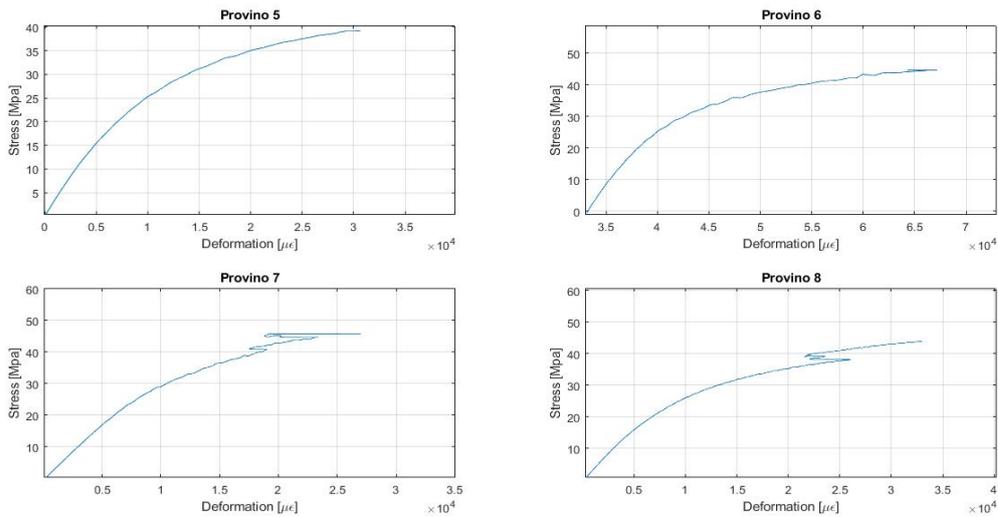


Figure 4.6: Grafici scorrimento-Taglio Profili da 5 a 8

I moduli di taglio ottenuti dalla applicazione di tale procedura sono riportati nella tabella 4.4

Il valore di Modulo di taglio adottato per la modellazione del materiale sarà preso pari al valore medio dei risultati ottenuti dalla prove di trazione.

$$G_T = 4.22 \text{ Gpa}$$

Provino	1	2	3	4	5
E [Gpa]	4.3846	4.4186	4.3002	4.3084	3.9304

**Table 4.3:** Modulo di taglio ottenuto secondo la ASTM D3518

6	7	8
4.226	4.1805	4.0645

**Table 4.4:** Modulo di taglio ottenuto secondo la ASTM D3518

L'errore assoluto massimo che si ottiene dall'utilizzo di questo dato è pari a:

$$MAX Err_{Ass} = 0.16 Gpa$$

## 4.2 Validazione dei risultati

Al fine di verificare la correttezza dei parametri ingegneristici ricavati nelle sezioni 4.1.2 e 4.1.3, numerose ricerche scientifiche [4] propongono di svolgere delle simulazioni agli elementi finiti per riprodurre computazionalmente le due tipologie di prove di trazione svolte.

La applicazione di tale procedura consente, inoltre, di effettuare piccole correzioni ai dati del materiale da utilizzare nel modello FEM, in modo da garantire una corretta analogia con il comportamento reale del materiale.

In queste analisi verranno applicate delle forze e condizioni al contorno analoghe a quelle imposte dalla macchina di trazione e saranno ricavate le deformazioni in punti corrispondenti alle posizioni di applicazione degli estensimetri in modo da verificare che le deformazioni misurate sperimentalmente e quelle ottenute analiticamente siano equivalenti.

I punti chiave nella modellazione della prova sono:

- Realizzazione della geometria del provino rettangolare tramite le funzioni di disegno del programma CAE;
- Definizione di una Mesh sufficientemente fitta per non avere problemi legati ad un eccesso di rigidità del modello. La dimensione media degli elementi che è stata utilizzata in queste analisi è di 5mm.
- Definizione delle caratteristiche del materiale.

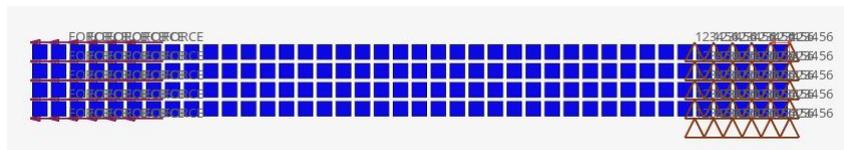
Nel caso in questione, la modellazione risulta più complessa rispetto al caso di un materiale isotropo perché è necessario indicare sia le caratteristiche meccaniche di ciascuno strato che lo schema di laminazione utilizzato.

Le proprietà del laminato utilizzato per la realizzazione dei provini sono proposte nella tabella 4.5

Property	
$E_{11}$ [Mpa]	54000
$E_{22}$ [Mpa]	54000
$\nu$	0.068
$\sigma_{max}$	509
G[Mpa]	4200
Num. strati	14
Spessore ply [mm]	0.11

**Table 4.5:** Proprietà materiale Tenax UTS50

- Applicazione dei carichi e dei vincoli sul provino. Nella prova in questione sono stati applicati vincoli nodali che bloccano i sei gradi di libertà in corrispondenza dei nodi in prossimità della zona di afferraggio inferiore. In maniera equivalente sono stati applicati dei carichi nodali in corrispondenza dei nodi associa afferraggio superiore del provino. La sommatoria di tutti i carichi nodali sarà pari alla forza misurata dalla cella di carico. Le condizioni di vincolo e di carico sono illustrati in figura 4.7 L'intensità della forza non è stata fissata ad un valore costante ma tramite la definizione di una prova dinamica è stata fatto variare all'interno dei limiti di linearità misurati nelle prove sperimentali ossia con valori compresi tra 0 e 233N

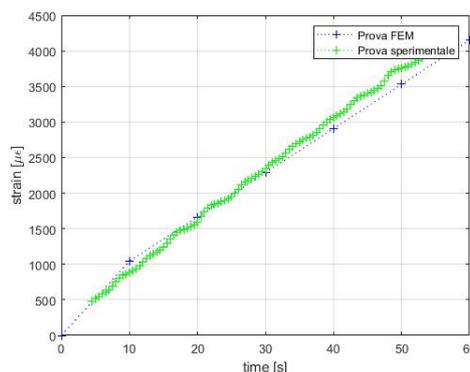


**Figure 4.7:** Simulation Boundary condition

Una volta impostato il set up della simulazione, è possibile lanciare la simulazione dinamica basata su un modello lineare.

Questo tipo di analisi è stato selezionato non per lo studio della risposta dinamica del provino, ma per relazionare le componenti di deformazione ricavati sperimentalmente e analiticamente (FEM) in funzione del tempo.

La prima prova analizzata è stata quella di trazione con orientamento delle fibre 0-90. In questo caso il post-processing dei dati si è dimostrato molto affidabile, fornendo una analogia del modello FEM molto prossima a quella reale. Come si può



**Figure 4.8:** Confronto prova FEM-Sperimentale (Prova di trazione 0-90)

osservare dalla figura 4.8 il modello FEM riesce a fornire una buona corrispondenza con la prova sperimentale in campo lineare. Il campo di deformazioni mostrato in questa figura è associato a strain compresi tra i 1000 ed i 3000  $\mu\epsilon$  poiché in questo campo tutti i provini accettabili hanno un comportamento lineare come specificato dalla ASTM D3039.

Una illustrazione della deformata e dello stato di deformazione interno al provino sono riportati in figura 4.12.

La deformazione che si può osservare in figura è stata amplificata di 10 volte. Come si può osservare lo stato di deformazione interno al componente è molto uniforme come richiesto che sia per poter analizzare le deformazioni in maniera corretta.

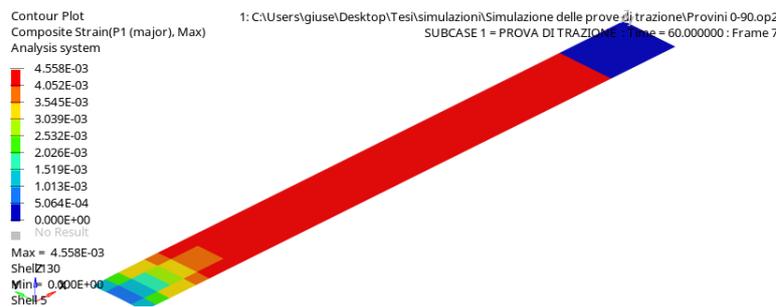


Figure 4.9: Deformate FEM Prova 0-90

Un procedimento analogo a quello descritto per la simulazione del provino con orientamento delle fibre a 0-90° è stato svolto anche per la prova di trazione con laminazione delle fibre con orientamento  $\pm 45^\circ$ .

In questo caso le deformazioni misurate in corrispondenza dei punti associati agli estensimetri saranno maggiori rispetto al caso precedente perché le fibre del composito non essendo allineate alla direzione del carico subiranno uno scorrimento angolare reciproco.

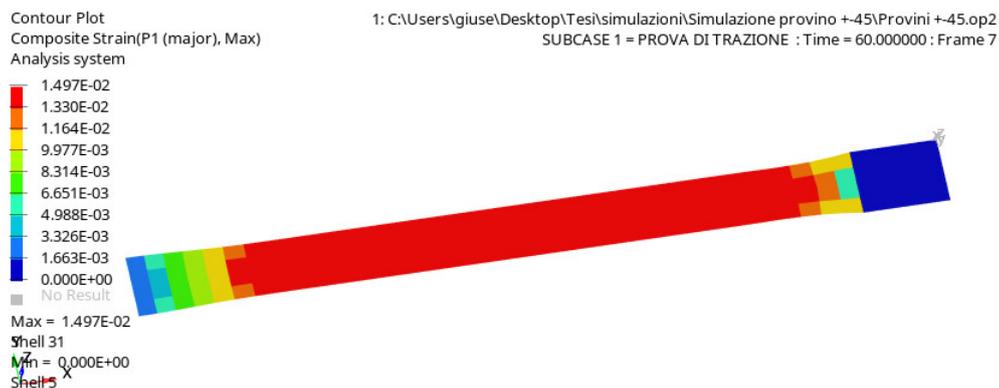
Questo tipo di deformazione può essere osservato dal modo di rottura del provino con laminazione a  $\pm 45$  riportato in figura 4.10. Da questa figura è possibile osservare come la trazione abbia indotto una intensa riduzione della dimensione del provino trasversale al carico applicato, non per effetto di un elevato modulo di Poisson del materiale ma a causa dello scorrimento relativo delle fibre una volta oltrepassato il carico di rottura della matrice.

Un comportamento esattamente analogo a quello sperimentale viene ottenuto dal FEM come illustrato in figura 4.11, dimostrando che la modellazione agli elementi finiti è in grado di riprodurre il corretto stato di deformazione del provino. Dal confronto tra la media delle deformazioni percepite dagli estensimetri del provino 1 associato a questa tipologia di prova e la deformazione misurata nel modello fem, è possibile valutare l'entità dell'errore commesso nella modellazione.



**Figure 4.10:** Modo di rottura provino con laminazione  $\pm 45$

Come possibile notare dalla figura 4.12, il modello FEM presenta una rigidezza

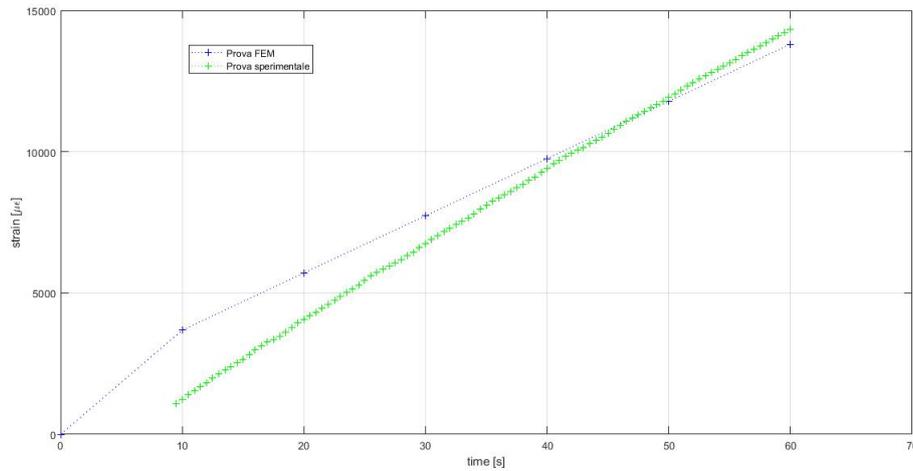


**Figure 4.11:** Deformata e contour dello strain longitudinale del provino

estensionale leggermente inferiore a quella del provino reale.

Questa differenza potrebbe essere giustificata dal fatto che il modulo  $G$  utilizzato nel modello FEM è stato ottenuto dalla media dei moduli di taglio di ciascun provino e conseguentemente si scosta da quello del provino 1.

Un'altra motivazione di questo fenomeno legato alla variazione di rigidezza in funzione dei gradi di libertà del sistema. Un sistema con pochi gradi di libertà sarà descritto dalla combinazione di un minor numero di funzioni di forma. Conseguentemente nelle zone in cui si hanno forti deformazioni il modello presenterà uno stato di deformazione inadatto a descrivere quello del modello reale. Ciò fa sì che la struttura modellata risulta essere più rigida di quella reale.



**Figure 4.12:** Deformate FEM Prova  $\pm 45$

### 4.3 Modello FEM del Cassone alare

I risultati ottenuti dalle prove di trazione e dalla loro validazione saranno la base di partenza per la realizzazione di un modello FEM del cassone alare. Esso non verrà utilizzato per il dimensionamento dei componenti ma semplicemente per creare un modello che possa essere utilizzato con sufficiente fiducia per l'addestramento di algoritmi genetici per la prognostica del velivolo.

Un modello la cui risposta strutturale è molto fedele a quella del componente reale è chiamato "Digital twin".

In questo modo sarà possibile utilizzare i dati forniti dai sensori FBG per ricavare indirettamente il grado di movimentazione delle superfici mobili ed il loro stato di salute associato. Lo sviluppo del modello FEM necessiterà di una serie di prove di validazione per confermare l'analogia tra il modello ed il componente reale.

Prove future consentiranno anche di determinare con sufficiente accuratezza il comportamento dinamico della struttura.

L'obiettivo di questo progetto è di mantenersi il più fedelmente componente reale senza applicare semplificazioni e tenendo in conto delle caratteristiche costruttive del pezzo. Per questo motivo è stati definiti elementi non essenziali al modello ma importanti per mostrare la reale deformazione come ad esempio l'incollaggio tra la porzione di radice del cassone e la giunzione oppure la superficie di contatto tra la giunzione (il plug tra le due parti di cassone) e la porzione di estremità del cassone. Il primo passo per la realizzazione del modello è di importare la geometria dal software CAD. La modellazione della geometria è stata realizzata tenendo in conto

dei passi necessari alla modellazione con elementi finiti. Per questo motivo le superfici del cassone di radice e di estremità sono sconnesse tra di loro ed allo stesso tempo la superficie del plug è stata separata da quella del cassone tramite una operazione di offset. In questo modo la legenda del modello riporterà 3 componenti sconnessi.

In figura 4.13 è riportata la geometria utilizzata per la realizzazione della porzione



**Figure 4.13:** Geometria del modello FEM del cassone alare

di radice e della giunzione. In questa figura è illustrato con una linea bianca la zona di incollaggio tra il dorso ed il ventre del cassone.

Questa porzione è stata definita con superfici sconnesse dal cassone con una altezza di un millimetro alle quali verranno assegnate le proprietà di dell'adesivo utilizzato per la connessione delle due porzioni del cassone di radice e della porzione di estremità.

A seguito di analisi condotte su un modello FEM preliminare della struttura presa in considerazione è risultato che la presenza dell'adesivo strutturale influenzasse in maniera significativa la rigidezza flessionale del componente ed è per questo motivo che è stato necessario inserire questo ulteriore grado di dettaglio.

Una volta inserito il componente all'interno di Hyperworks è stata effettuata una operazione di defeaturing delle superfici importate per facilitare gli algoritmi nella creazione della mesh in modo che gli elementi finiti risultassero il più regolari possibile.

Prima di procedere alla creazione della mesh, le superfici della porzione di radice sono state suddivise in tre porzioni, ciascuna associata ad un numero di strati di laminazione differente come era stato effettuato durante la produzione del componente mostrata in figura 2.3.

Completati questi passi è possibile passare alla realizzazione della mesh.

I parametri assegnati per la realizzazione degli elementi del componente è indicata nella seguente tabella: Quando il modello risulta particolarmente regolare come nel caso del cassone alare il programma è molto efficace nella realizzazione della mesh. Tutte le parti realizzate in materiale composito sono state modellate con le caratteristiche ingegneristiche ricavate tramite la prova di trazione precedentemente descritta: Queste proprietà possono essere ritenute giuste per tutte le parti real-

<b>Element Property</b>	
Modello numerico di modellazione	CLT
Elementi	Quad-Trias
Dimensione media degli elementi	10 mm
Ordine degli elementi	First
Mesh Adattiva	Si
Maximum deviation factor	10mm
Max angle	25 deg

<b>Tenax</b>	
$E_{11}$	47000 Mpa
$E_{22}$	47000 Mpa
$G_{12}$	4128 Mpa
$\nu_{12}$	-0.0387
$X_t$	509 Mpa
$Y_t$	509 Mpa
$X_c$	470 Mpa
$Y_c$	470 Mpa
S	70 Mpa

**Table 4.6:** Caratteristiche del Tenax UTS50 nel modello FEM

izzate con il tessuto Tenax, ma potrebbe portare ad errori quando assegna alla giunzione, la quale è stata realizzata in Tenax HTA 40. Questo materiale non essendo stato caratterizzato non può essere implementato nel modello dato la scarsa affidabilità nell'utilizzo delle caratteristiche fornite dal produttore.

Per questo alla giunzione alare sono state assegnate le caratteristiche dell'UTS50, ma utilizzando 4 strati invece che 2 (2 sono gli strati di tenax HTA 40 che costituiscono realmente la porzione di giunzione). Tale assunzione è stata fatta considerando che L'HTA 40 risulta essere due volte più spesso e più pesante rispetto al Tenax UTS50.

In tabella 4.6 sono state riportate anche informazioni associate alle caratteristiche di rottura del materiale. In particolare quelle associate alla compressione, pur non essendo state ricavate per via diretta dalle prove sperimentali sono state poste il 7% inferiori rispetto al valore massimo della sigma di trazione. Questo valore è stato assunto basandosi su annotazioni riportate sulla ASTM D3410[5].

Nelle due direzioni in cui sono disposte le fibre del materiale è stato assunto lo stesso comportamento dato che le prove di trazione non hanno mostrato delle sensibili differenze.

Il secondo materiale utilizzato nella realizzazione del modello è stato l'adesivo strutturale. Dati relativi alle caratteristiche meccaniche di quest'ultimo non sono state fornite assieme al prodotto e per questo motivo nel modello sono state inserite le proprietà del Hysol EA9359.3 prese da letteratura [6].

<b>Hysol EA9359.3</b>	
E	2150 Mpa
G	600 Mpa
$X_t$ (tensile strength)	42.5 Mpa
S (shear strength)	35.3 Mpa

**Table 4.7:** Caratteristiche meccaniche dell'Hysol EA9359.3

In questo caso il numero di parametri da inserire per la definizione del materiale risultano inferiori perché con buona approssimazione l'adesivo può essere considerato isotropo.

Dopo aver completato la assegnazione delle proprietà alle varie parti del materiale, si è passato alla definizione delle relazioni di connessione tra ciascuno dei componenti. Tra la porzione di radice e la giunzione è stato realizzato un collegamento di area del tipo hemming. Questa tipologia di connection è in grado di effettuare un collegamento tra nodi non allineati tramite elementi del tipo RBE3.

Gli RBE 3 sono dei collegamenti di tipo "rigido"<sup>2</sup> i quali connettono uno o più punti indipendenti ad un singolo nodo dipendente. Il moto del nodo dipendente è dato da una interpolazione fattorizzata dei moti di ciascuno dei nodi indipendenti. In questo modo è possibile trasferire il contributo di massa e di forza agenti sul nodo dipendente ai nodi indipendenti. Tale soluzione consentirà di non rendere il modello ipervincolato, conseguenza che invece si verifica quando il collegamento viene realizzato tramite elementi del tipo RBE2.

Nella fase di realizzazione di questo collegamento non sono state assegnate delle proprietà agli elementi di connessione e quindi essi risulteranno infinitamente rigidi e non subiranno alcuna deformazione.

Questa soluzione nel caso in analisi può essere ritenuta valida poiché la porzione di giunzione non è stata incollata sulla superficie interna del cassone alare ma è stata direttamente laminata al suo interno. Ciò produce una continuità strutturale tra le parti che con buona approssimazione può essere considerata indeformabile.

Il collegamento è stato realizzato ponendo i nodi appartenenti alla sezione di radice

---

<sup>2</sup>[The concise guide to Nastran Rigid Elements] "Rigid Element" is a slight misnomer, but the term is still used to describe the most commonly used items: the "RBE2" and the "RBE3"

del cassone alare sovrapposta alla porzione di giunzione come nodi dipendenti mentre quelli appartenenti alla giunzione corrispondenti sono stati presi come nodi indipendenti.

Una volta completato il collegamento tra la porzione di radice del cassone alare e quella della giunzione, si è passato alla definizione del contatto tra la giunzione e la porzione di estremità del cassone alare.

Tale trasferimento dei carichi per effetto del contatto è esattamente analoga a quella che si ottiene con il componente reale.

Il contatto di questi due componenti è stato definito del tipo "Slide". Questa tipologia di contatto consente il trasferimento dei carichi per effetto della pressione tra superfici in contatto ma non per effetto della trazione.

Tale soluzione è utilizzabile per tutti i casi in cui l'ala non subisce componenti di forza parallele all'apertura alare. In figura 5.1 è raffigurato il modello realizzato



**Figure 4.14:** Modello agli elementi finiti del cassone alare

con i passi descritti in precedenza.

Come si può osservare dalla porzione sinistra del modello, è stata estrusa una porzione di cassone oltre il suo piano di simmetria in modo da avere una parte di struttura sul quale applicare le condizioni al contorno sul modello.

In verde chiaro sono illustrati i collegamenti tramite RBE3 mentre in verde scuro sono mostrate le superfici di contatto.

Una volta completati i passi sin qui illustrati, si è potuto passare alla applicazione dei carichi e delle condizioni di vincolo per riprodurre particolari prove sperimentali svolte in laboratorio.

Queste prove saranno studiate nella sezione 4.4.

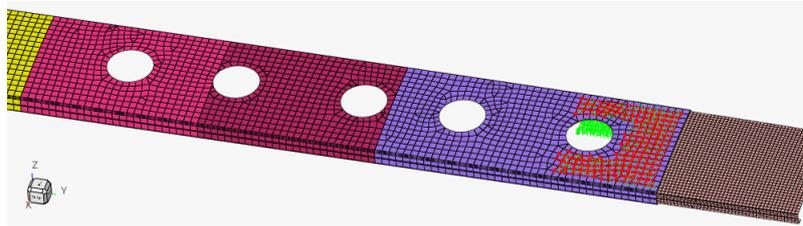
Le prime prove sperimentali svolte sul componente hanno determinato che la struttura fosse più che sufficientemente rigida rispetto ai requisiti di progetto e per questo motivo è stata applicata una procedura di alleggerimento che consiste nell'applicare dei fori sulle superfici meno sollecitate del componente.

Successivamente alla realizzazione di ciascun foro viene verificato che la struttura non subisca un eccessivo decremento di rigidità tramite una prova di flessione.

Per riprodurre i fori applicati sul dorso e sul ventre del cassone alare nel modello agli elementi finiti è stato necessario modificare la mesh localmente alle superfici in cui è stato realizzato il foro tramite un "inprint" di una geometria circolare e successivamente sono stati eliminati gli elementi interni al foro.

Rimuovendo questi elementi il modello rileverà una assenza di materiale e sarà

costretto a propagare gli stress attorno al foro generando punti ad un livello di sollecitazione maggiore rispetto alla condizione non alleggerita. In figura 4.15 è



**Figure 4.15:** Modellazione dei fori di alleggerimento sul dorso nell'ambiente FEM

possibile osservare la modifica apportata alla superficie dorsale del cassone alare. Nonostante siano stati inseriti i fori la mesh è rimasta sufficientemente regolare ed ancora conforme ai livelli di accettabilità richiesti da hypermesh.

Nel caso della superficie ventrale non sono stati applicati dei fori circolari ma sono state create due asole in modo da consentire l'inserimento della batteria all'interno di questo componente.

In figura 4.16 Le asole pur essendo più complesse da realizzare rispetto ad un foro



**Figure 4.16:** Modellazione dei fori di alleggerimento sul ventre nell'ambiente FEM

rettangolare, evitano la concentrazione di stress in punti localizzati.

## 4.4 Verifica della correttezza del "Digital Twin"

Completata la modellazione secondo i corretti parametri ingegneristici associati al modello digitale del cassone alare è possibile passare alla realizzazione di prove sperimentali che possano essere fedelmente riprodotte nell'ambiente di modellazione FEM così da verificare che la risposta strutturale del componente reale e quella del componente digitale possano ritenersi analoghe.

Le seguenti prove verranno svolte in campo di deformazione lineare statico. Tale limitazione è voluta poiché analisi non lineari o dinamiche richiedono equipaggiamenti complessi ed caratterizzazioni del materiale più accurate al fine di ottenere una analogia tra modello e componente sufficientemente precisa.

Lo svolgimento di questi test avranno i seguenti obiettivi:

- Calcolo della freccia del cassone alare associata a varie condizioni di carico e successivo confronto con il modello FEM.
- Verifica della sensibilità della risposta del sistema a modifiche strutturali
- Determinazione della posizione del centro di taglio rispetto alla corda
- Analisi delle deformazioni interne alla struttura

Una volta completate queste prove e raggiunto un sufficiente livello di analogia del componente sarà possibile con la realizzazione di prove e modelli più complessi, in cui sarà possibile passare alla realizzazione di un modello che fornisce la possibilità di comprendere come le forze applicate sulle superfici mobili inducono una deformazione del cassone alare.

In questo modo sarà possibile ricondurre riconoscere i carichi esercitati sulle superfici mobili unicamente dalla lettura dei dati rilevati dai sensori FBG posizionati lungo l'apertura del cassone alare.

### 4.4.1 Prove di flessione

Le prove di flessione sono le più semplici da realizzare poiché può essere realizzata soltanto utilizzando dell'equipaggiamento analogico ma nonostante ciò è in grado di fornire dati molto utili per comprendere la rigidità della struttura.

Nel caso specifico di questo progetto si effettua lo studio del cassone alare. Questo componente viene vincolato alla fusoliera nella sua mezzeria e conseguentemente tutti gli studi svolti avverranno analizzando il comportamento meccanico di una sola semiala.

Questa prova ha l'obiettivo di verificare che il modello sviluppato in questo paragrafo sia conforme al componente reale. Per questo motivo verrà determinata la freccia del cassone e successivamente alla realizzazione di alcuni fori per l'alleggerimento

sulla struttura, questa prova verrà svolta nuovamente per comprendere come tali fori influenzino la rigidità del sistema.

Concluse le prove sperimentali verranno riprodotte entrambe le prove sull'ambiente di sviluppo CAE. Tutte prove sono state svolte utilizzando soltanto la porzione centrale del cassone alare. I parametri chiave adottati per lo svolgimento della prova sono stati i seguenti:

- **Condizioni di vincolo:**

In questo primo test le condizioni di vincolo utilizzate non sono riconducibili a vincoli di incastro o di appoggio poiché queste ultime due risultano molto complesse da realizzare su un componente reale dato l'elevato livello di carico al quale il vincolo verrebbe sottoposto.

Per vincolare la struttura al basamento sono state utilizzate due morse con il ruolo di schiacciare la struttura sul basamento. Per evitare l'applicazione di un carico concentrato sulla struttura sono stati posizionati dei larghi spessori da interfaccia tra componente e morsa in modo da ridistribuire il carico. Questa tipologia di vincolo può essere approssimato ad un vincolo sia delle traslazioni che delle rotazioni dei punti in cui viene applicato. Le forze di compressione delle morse sono talmente intense da impedire la traslazione del componente anche nelle direzioni ortogonali alla forza di compressione per effetto degli elevati attriti.

La rappresentazione dei punti in cui sono fissate le morse è illustrata tramite due frecce che comprimono il cassone sia sul dorso che sul ventre in figura 4.17. In corrispondenza del lembo libero del basamento si ha un appoggio che

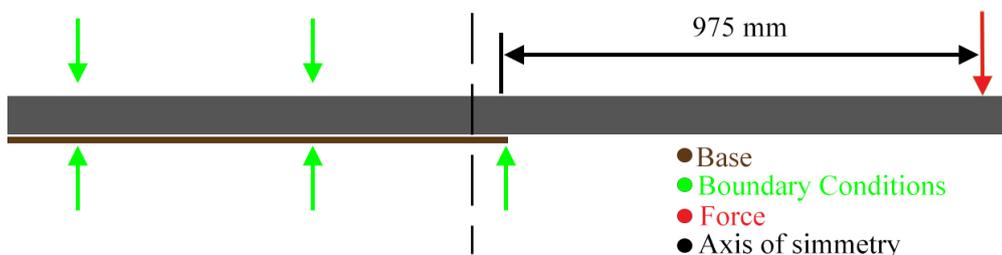


Figure 4.17: Schema di carico della Prova 1

vincola la struttura nella traslazione lungo l'asse z (ossia l'asse ortogonale alla trave e giacente nel piano di inflessione). Questo tipo di vincolo è mostrato in figura 4.17 con una freccia agente unicamente sul ventre

Questa particolare condizione di vincolo è stata definita in tal modo perché un punto del cassone in corrispondenza del lembo libero del basamento è in grado di avere piccolissimi traslazioni in direzioni x ed y mentre risulta vincolato in

z se il carico agisce verso la base di fissaggio.

- **Carico applicato:**

Il carico applicato è stato trasmesso tramite una piastrina posta sul dorso del plug maschio del cassone alla quale è stata collegata tramite delle corde una seconda piastrina in legno sulla quale sono stati posti i pesi.

La lunghezza dei pesi utilizzati è molto prossima alla corda del cassone ed in questo modo è possibile assumere con sufficiente accuratezza che il carico è posto nella mezziera della corda.

Il carico è stato illustrato in figura 4.17 tramite una freccia rossa.

La misurazione della freccia è stata svolta nel punto di estremità del cassone come possibile notare in figura 4.18.

Come si può notare da questa immagine la freccia del punto di estremità è stata



**Figure 4.18:** Setup per la misurazione della freccia e per la applicazione del carico

ricavata sul bordo i fuga del cassone. Dato che il carico è applicato in maniera uniforme su tutta la corda è possibile supporre con buona approssimazione che la torsione del componente è trascurabile e conseguentemente la freccia misurata sul bordo di attacco e sul bordo di fuga sono identiche.

L'utilizzo di un righello per la misura della freccia può essere soggetta ad intensi errori di parallasse nella lettura e ad una incertezza di  $\pm 0.5mm$ .

Nonostante ciò i risultati ottenuti e mostrati nel grafico 4.20 dimostrano che il metodo utilizzato può ritenersi soddisfacente.

In tabella 4.8 sono riportati i risultati della prova svolta sul cassone prima di subire i fori per l'alleggerimento.

Da una veloce lettura dei dati si può notare che duplicando il carico si ha un raddoppio della freccia. Questo andamento si ha quando la risposta del sistema è in campo lineare.

La prova è stata interrotta ad un carico massimo di 4.18 kg per evitare di apportare danneggiamenti permanenti alla interfaccia di incollaggio tra dorso e ventre del cassone essendo quest'ultima il punto di maggiore cedevolezza della struttura.

I punti ed il loro fit lineare sono gli elementi in blu riportati in figura 4.20.

CASSONE INTERO	
CARICO [kg]	FRECCIA [mm]
0.866	6
1.732	12
2.099	14
2.595	17.5
3.458	23
4.18	28

**Table 4.8:** Risultati della prova 1 con cassone non alleggerito

L'interpolazione lineare è molto buona e ciò viene verificato da un  $R^2$  pari a 0.996. L'equazione della curva è la seguente:

$$y = 6.5954x + 0.3405 \quad (4.6)$$

Dove  $y$  rappresenta lo spostamento mentre  $x$  il carico applicato.

In campo lineare e con le condizioni di vincolo imposte nello specifico di questa prova si avrà un incremento della freccia di 6.59mm per ciascun chilogrammo forza applicato al tip del componente.

L'ordinata all'origine non risulta nulla per cause che potrebbero essere dovute a piccoli errori di misurazione dello spostamento.

Nota la rigidità del cassone intero si è poi passato alla realizzazione di fori per l'alleggerimento della struttura.

Questo procedimento è stato svolto con molta cautela poiché un eccesso di fori all'interno della struttura potrebbe comportare una eccessiva riduzione della rigidità strutturale.

Nel caso specifico del cassone alare, questa operazione risulta essere ancora più critica poiché la realizzazione di fori comporta l'interruzione di fibre nella direzione dell'apertura alare.

Questo troncamento delle fibre comporta la redistribuzione del carico in corrispondenza del foro unicamente per effetto della matrice. In generale questa operazione

non va effettuata su componenti con laminazione 0-90 ma in questo caso è stato scelto di alleggerire la struttura poiché la struttura è risultata sovradimensionata dal punto di vista strutturale rispetto alle condizioni di progetto.

Dopo la realizzazione di ciascun foro la prova è stata risolta per monitorare la variazione di rigidità del componente.

Il risultato finale di questo procedimento di alleggerimento è mostrato in figura 4.19. Come si può notare sono stati applicati sei fori sul dorso e due fori ellittici



**Figure 4.19:** Fotografia del cassone alare dopo essere stato alleggerito

della dimensione del pacco batteria sul ventre di ciascuna semiala.

I risultati della freccia a conclusione di questo procedimento sono illustrati in tabella 4.9 e sulla curva arancione del grafico in figura 4.20.

L'equazione che descrive la relazione carico spostamento è:

$$y = 6.7954x + 0.9741 \quad (4.7)$$

La variazione di rigidità flessionale rispetto al caso precedente è solo del 3% e conseguentemente può essere ritenuta trascurabile.

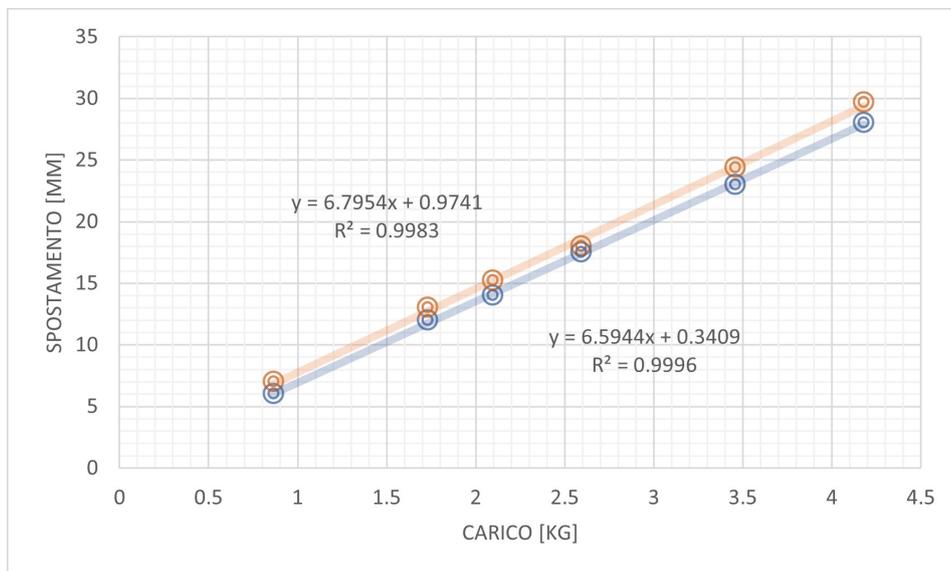
La spiegazione per il quale non si ha una variazione significativa di rigidità flessionale può essere motivata dal fatto che i fori sono stati applicati unicamente in punti della struttura poco sollecitati e quindi poco influenti alla rigidità del componente.

Dai risultati ottenuti tramite queste prove sperimentali si è passato alla realizzazione di un modello FEM fedele ai risultati di queste prove.

Partendo dal componente realizzato in sezione 4.3 sono state applicate delle condizioni al contorno e delle forze che potessero riprodurre fedelmente le condizioni

CASSONE ALLEGGERITO	
CARICO [kg]	FRECCIA [mm]
0.866	7
1.732	13
2.099	15.2
2.595	18
3.458	24.4
4.18	29.7

**Table 4.9:** Risultati della prova 1 con cassone alleggerito



**Figure 4.20:** Risultati prova 1

di vincolo adottate per la prova 1.

- **VINCOLI:**

La realizzazione di condizioni di vincolo che possano riprodurre fedelmente l'esperienza non è di ovvia scelta data la difficoltà nel ricreare nell'ambiente di simulazione la compressione effettuata dalle morse utilizzate nell'esperienza. Per questo motivo è stata imposta una condizione di vincolo alla struttura iniziale e successivamente alla analisi è stato verificato che la porzione di struttura vincolata al basamento non subisse alcuno spostamento.

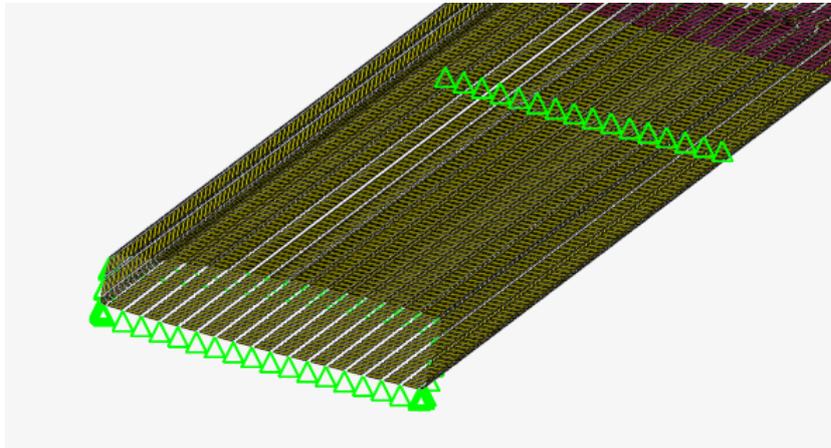
Alla porzione di cassone alare associata alla semiala sinistra è stato connesso un prolungamento della struttura, anch'esso realizzato con uno schema di laminazione conforme alla porzione di cassone alare associato alla semiala destra, sul quale applicare i vincoli.

Dopo successive prove, lo schema di vincolo che ha fornito la deformata più fedele alla deformata reale è stata la seguente:

- Vincolo delle traslazioni su tutti i punti appartenenti all'estremo libero della struttura e posta in corrispondenza del basamento.
- Vincolo delle traslazioni lungo l'asse  $z$  sui nodi corrispondenti ai punti della struttura posti lungo il bordo del basamento.

La rappresentazione delle condizioni di vincolo è illustrata in figura 4.21.

Queste vincoli nodali sono stati selezionati perché producono una deformata



**Figure 4.21:** Vincoli imposti nel modello FEM

nulla nella porzione di struttura giacente al disopra del basamento. Questa condizione è analoga alla risposta strutturale del componente reale ottenute nella prova 1.

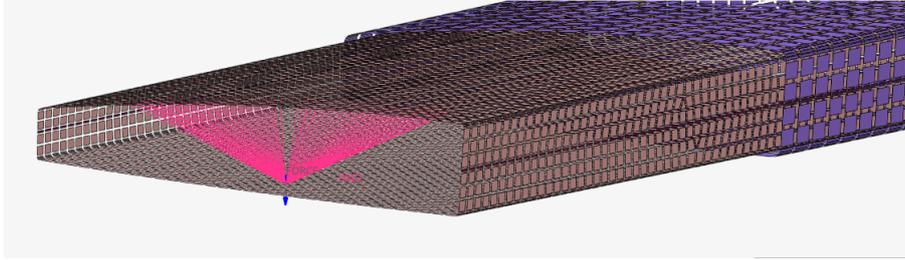
• **FORZA:**

Per semplicità di esecuzione il carico è stato applicato sulla struttura all'estremità del plug maschio della sezione centrale del cassone come descritto nella prova 1.

Il carico nodale è stato applicato su un nodo posto al centro della corda all'estremo della struttura.

Successivamente tramite un collegamento rigido di tipo RBE2 tale carico è

stato trasmesso alla struttura in modo da simulare il carico distribuito applicato sperimentalmente. in figura 4.22 si può osservare come la forza venga



**Figure 4.22:** Carico nel modello FEM

ridistribuita sul dorso del plug maschio tramite una serie di collegamenti rigidi che si aprono a raggiera dal nodo in cui è stata applicata la forza. Il modulo di questo carico è stato posto pari ad uno. In questo modo, tramite l'utilizzo di un load collector di tipo TLOAD, è possibile farlo variare tramite una funzione che pone in relazione il modulo della forza con il tempo.

Assegnando un modulo variabile alla forza si andrà a definire una analisi quasi statica, in cui gli effetti dinamici del sistema non influenzano la soluzione.

L'andamento del carico in funzione del tempo è stato posto lineare e passante per i punti  $(t=0s, F=0N)$  e  $(t=30s, F=40N)$ .

In questo modo la simulazione è in grado di percorrere lo stesso percorso di carico visto nella prova sperimentale.

Queste condizioni di vincolo e di carico sono state adottate sia per la simulazione svolta con il cassone integro che su quelle svolte sul cassone alleggerito.

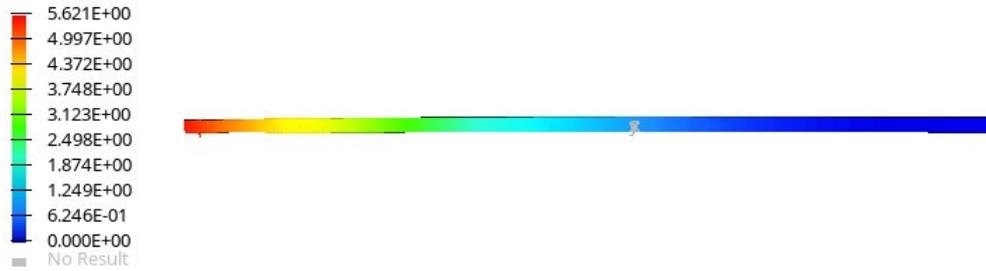
Una volta impostate le forze ed i vincoli nel modello è possibile passare con l'analisi dei risultati ottenuti dai due modelli.

### **Risultati Modello cassone intero**

Di seguito verranno riportati i risultati ottenuti dalle simulazioni con il modello del cassone alare intero.

In figura 4.23 è riportata la deformata del cassone alare quando soggetta ad un carico pari a 0.86kg. Come si può osservare la porzione di cassone colorata in blu corrisponde alla porzione di struttura vincolata al basamento e non soggetta a spostamenti.

La porzione in rosso, invece, rappresenta il punto su quale viene effettuata la misurazione della freccia sia per quanto riguarda l'esperimento reale che nella



**Figure 4.23:** Deformata cassone intero

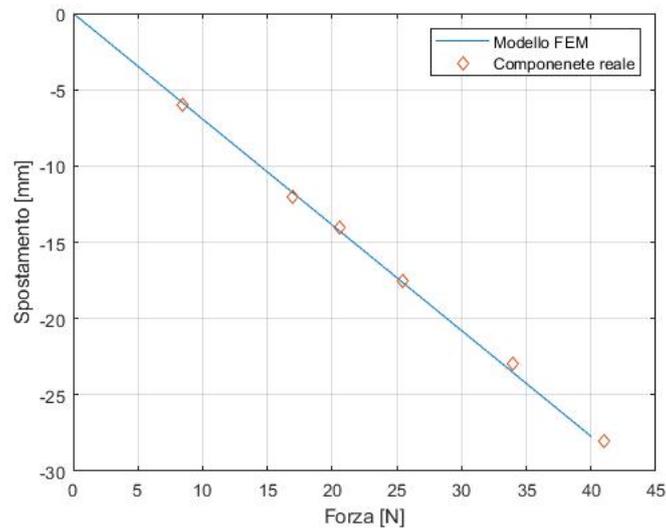
simulazione agli elementi finiti. Il grado di coerenza del modello con il componente reale può essere osservato in figura 4.24.

Come possibile osservare da questa figura, lungo l'intero percorso di carico del componente, sia la freccia reale massima che quella ottenuta dalla analisi sono molto prossime tra loro.

Il valore di errore relativo massimo e quello assoluto massimo sono riportati di seguito:

$$ERRORE_{RELATIVO} = 1.45\% \quad ERRORE_{ASSOLUTO} = 0.22mm$$

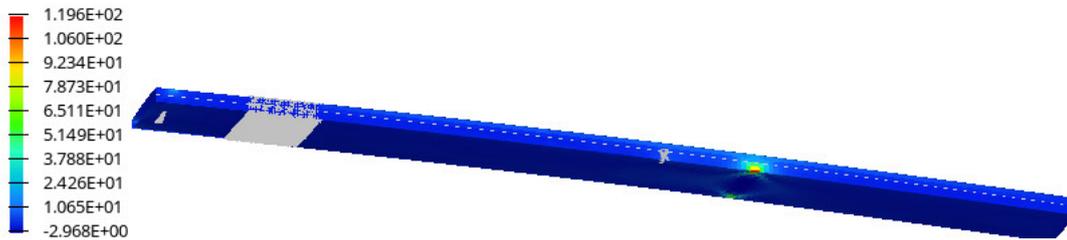
Una volta garantita la somilianza nella risposta strutturale del "Digital tween" è



**Figure 4.24:** Grafico forza-freccia massima per il modello del cassone intero

possibile effettuare una verifica dello stato di sollecitazione del componente reale.

In figura 4.25 è fornito il contour sovrapposto alla deformata ad un livello di carico applicato al tip del plug maschio del cassone alare di 40N. Il valore di carico



**Figure 4.25:** Countour dello stress per una condizione di carico di 40N

massimo raggiunto è di  $119 \frac{N}{mm^2}$  in corrispondenza del punto di vincolo rispetto alla traslazione lungo l'asse z. Questo valore corrisponde ad un quinto del carico massimo accettabile in trazione dalla fibra.

Lungo l'apertura del componente non sono presenti punti particolarmente sollecitati a dimostrazione che la struttura risulta essere robusta.

Ciò dimostra che una procedura di alleggerimento del componente può essere eseguita senza apportare un eccessivo decremento della capacità di resistere alle sollecitazioni del componente.

### Risultati cassone alleggerito

Le analisi svolte sul cassone alleggerito sono state eseguite in condizioni di carico esattamente analoghe a quelle viste nel caso precedente per poter effettuare un confronto alla pari dei due componenti.

Prima di procedere con la analisi dello stato di sollecitazione, anche in questo caso viene confrontata la deformata reale del componente con quella del modello FEM. In figura 4.26 si può notare come il modello consente di riprodurre con sufficiente accuratezza la deformata del componente reale.

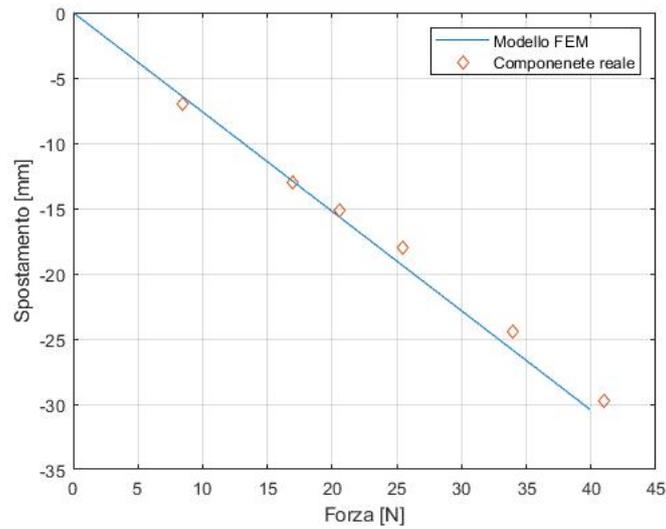
Il valore di errore relativo massimo e quello assoluto massimo sono riportati di seguito:

$$ERRORE_{RELATIVO} = 7.5\% \quad ERRORE_{ASSOLUTO} = 0.53mm$$

Rispetto al caso precedente il modello risulta essere meno accurato ma nonostante ciò può essere utilizzato per una corretta modellazione del corpo.

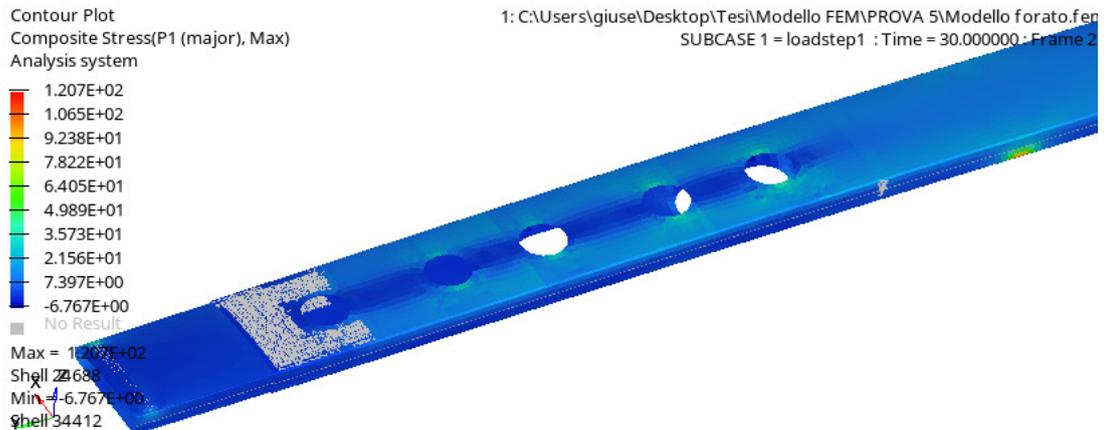
Passando allo studio dello stato di sollecitazione si notano sostanziali differenze rispetto al caso precedente. In figura 4.27 è fornito il contour associato ai carichi longitudinali interni alla struttura quando sollecitata con una forza di 40N.

Il valore di stress massimo ottenuto da questa simulazione è analogo al caso precedente ma la sostanziale differenza si nota in prossimità dei fori. In questa area



**Figure 4.26:** Grafico forza-freccia massima per il modello del cassone alleggerito

il carico raggiunge il valore massimo nei punti del foro più prossimi al bordo di fuga e di attacco del cassone mentre tende ad annullarsi nei punti centrali alla corda.



**Figure 4.27:** Countour dello stress per una condizione di carico di 40N del cassone alleggerito

In caso di flessione pura, come quella vista in questo caso, la parte centrale alla corda risulta essere completamente scarica ma se si introducesse un effetto di torcente sulla struttura si vedrebbe come anche queste superfici siano utili dal

punto di vista strutturale.

Nonostante queste considerazioni fatte, il carichi massimi in queste aree sono ben più bassi rispetto ai carichi massimi sopportabili dal materiale.

# Chapter 5

## Sensori FBG

### 5.1 Tecnologia ed applicazioni

I sensori FBG (fibra a griglia di Bragg) sono un efficace strumento per la rilevazione delle deformazioni su molteplici punti della struttura, particolarmente adatti al campo aeronautico poiché caratterizzati da un peso ridotto (principalmente riconducibile al solo strumento di acquisizione) e da una bassa influenza alle interferenze elettromagnetiche.

Queste ultime rappresentano uno dei principali fattori che possono comportare il fallimento della missione in ambienti dove sono presenti numerosi dispositivi elettronici oppure in ambiente spaziale.

Questa tecnologia si basa sulla trasmissione di un raggio laser all'interno di una fibra ottica, il quale interagendo con il sensore posizionato in una specifica posizione della fibra restituirà un segnale all'acquisitore associato alle lunghezze d'onda riflesse dall'FBG.

#### 5.1.1 Il mezzo di trasmissione

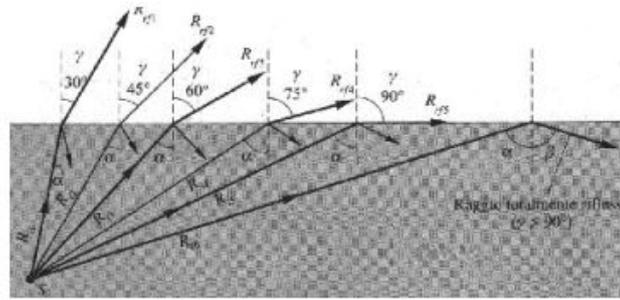
La propagazione del segnale ottico all'interno della fibra ottica si basa sulla legge di Snell:

$$n_1 \sin \alpha_1 = n_2 \sin \alpha_2 \quad (5.1)$$

dove  $\alpha_1$  è l'angolo di incidenza del raggio rispetto la normale alla superficie di incidenza e  $\alpha_2$  è l'angolo che il raggio rifratto forma con la stessa normale nel secondo mezzo.

Al crescere dell'angolo  $\alpha_1$  il valore di  $\alpha_2$  tende a  $\frac{\pi}{2}$ .

Quando questo valore viene raggiunto il valore di  $\alpha_2 = \frac{\pi}{2}$  si raggiunge la condizione di riflessione totale. L'angolo critico di incidenza del fascio sull'interfaccia tra i due



**Figure 5.1:** Rappresentazione grafica della legge di snell

materiali può essere ottenuto dalla equazione:

$$\alpha_{cr} = \arcsin\left(\frac{n_2}{n_1}\right) \quad (5.2)$$

La fibra ottica comunemente utilizzata per applicazioni sensoristiche è una fibra standard di telecomunicazione monomodale la quale è costituita da un core e da un cladding.

Il core è il mezzo fisico nel quale si propaga la luce ed è caratterizzato da un indice di rifrazione di 1.5 ed un diametro di  $10\mu m$ .

Il cladding è il coating del core ed è caratterizzato da un diametro di  $125\mu m$  ed un indice di rifrazione pari a 1.475.

Questi valori di indice di rifrazione consentono di ottenere un  $\alpha_{cr}$  di 79.5 gradi.

La differenza di indice di rifrazione consente al fascio di luce interno del core di essere riflesso all'interfaccia tra core e cladding anche per angoli di incidenza molto elevati.

Il core della fibra monomodale è caratterizzato da un diametro ridotto per consentire che la luce si propaghi quasi parallelamente all'asse della linea ottica con un unico modo. Tale soluzione offre basse perdite lungo la trasmissione e solo una piccola porzione di luce viene canalizzata all'interno del cladding ed in parte dissipata all'esterno.

I punti chiave che caratterizzano una fibra monomodale rispetto ad una multimodale sono [7]:

- Assenza di dispersione
- Bassa perdita ottica
- Bassa attenuazione  $<45$  dB/km (a 1300nm)

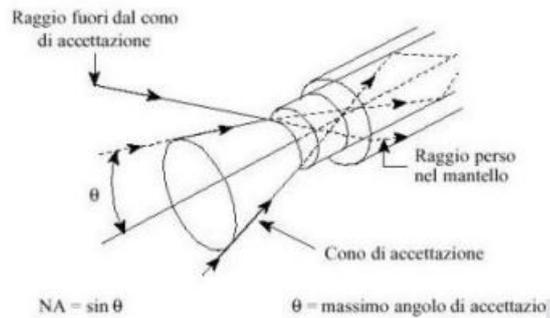
Data la necessità di un corretto orientamento dell'impulso ottico affinché possa essere trasmesso ne consegue che solo i fasci immessi con un corretto orientamento

nella linea potranno essere propagati.

Di conseguenza si definisce un cono di accettazione la cui apertura viene descritta dalla seguente equazione:

$$\theta = \sqrt{\frac{(n_2 - n_1)^2}{n_0}} \quad (5.3)$$

Dove  $n_0$  è l'indice di rifrazione del mezzo dal quale proviene il fascio ottico. La prob-



**Figure 5.2:** Rappresentazione grafica del cono di accettazione

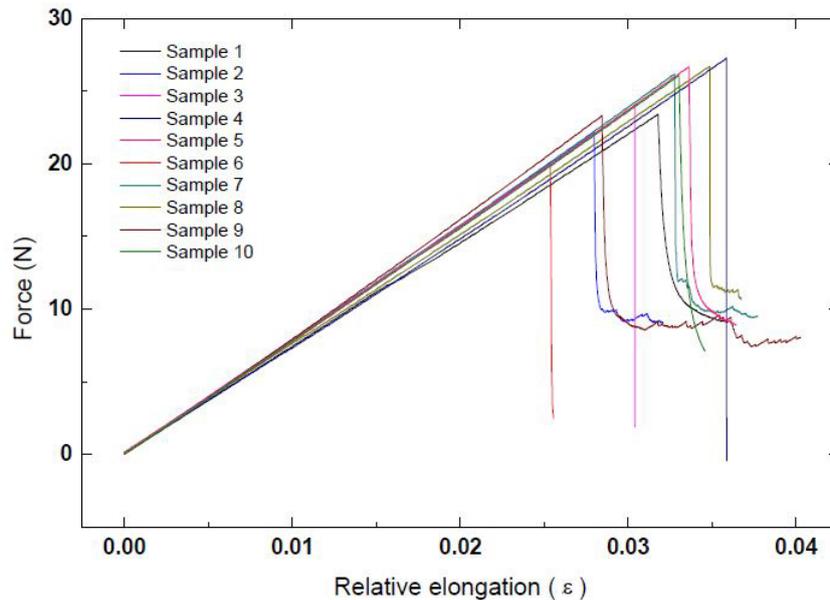
lematiche legate al massimo angolo di accettazione influenzano molto le perdite di segnale in corrispondenza dei bussolotti per il collegamento della fibra all'acquisitore e le perdite in corrispondenza delle zone di saldatura della fibra. Infatti, in queste locazioni, un leggerissimo disallineamento dei core delle due porzioni di fibra saldate inducono dei disturbi sul segnale di ritorno che possono causare l'intera inutilizzabilità del segnale.

Core e cladding possono essere realizzati in silice o polimeri ed il differente indice di rifrazione viene ottenuto effettuando una operazione di drogaggio con altri elementi.

Dal punto di vista meccanico la fibra ottica ha una buona resistenza a carichi di trazione ma una bassa resistenza a taglio e per questo motivo è preferibile sollecitarla con carichi assiale.

Il carico massimo e la sua relativa deformazione a rottura possono essere ricavare dalle prove di trazione svolte su fibre ottiche contenenti dei sensori FBG ed illustrate in figura 5.3 [8]. Come è possibile osservare da questa figura, le fibre ottiche sono in grado di subire intense elongazioni a rottura mentre hanno una bassa capacità di sopportare carichi. Questa caratteristica è particolarmente utile nella tipologia di impiego studiata in questa tesi perché consente di rendere trascurabile l'incremento di rigidità del componente dovuto all'incollaggio dell'elemento ottico.

Il modulo elastico ottenuto da queste prove è di 16.54 Gpa ossia del 65% inferiore rispetto al modulo elastico del materiale sul quale le si intende incollare per gli sviluppi di questo progetto.



**Figure 5.3:** prova di trazione su Fibre ottiche per applicazioni sensoristiche

### 5.1.2 Funzionamento e produzione

La fibra a griglia di Bragg è una microstruttura realizzata all'interno del core della fibra ottica di lunghezza dell'ordine di 1-2mm.

Tramite l'esposizione ad un laser UV viene effettuato un incremento permanente dell'indice di rifrazione, producendo una modulazione di questo indice secondo lo schema di esposizione.

La gradazione di quest'ultimo lungo la apertura della fibra produce una griglia ('grating').

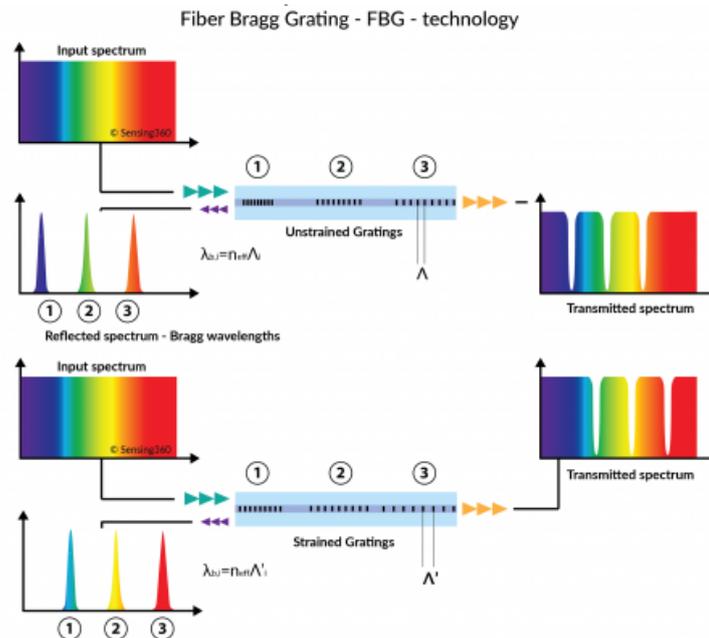
La periodica variazione delle proprietà ottiche del materiale causa la riflessione di una piccola porzione di luce. Tutti i segnali di luce tendono a combinarsi coerentemente producendo un segnale riflesso di buona intensità.

L'impulso ottico riflesso dall'FBG avrà delle lunghezze d'onda centrate attorno il valore della così detta "Bragg wavelength" calcolata nel seguente modo:

$$\lambda_{bragg} = 2n\Lambda \quad (5.4)$$

dove  $n$  è l'indice di rifrazione mentre  $\Lambda$  è il periodo di variazione dell'indice all'interno dell'FBG.

Il sensore risulterà trasparente alle lunghezze d'onda lontane da quella di Bragg e quindi non verranno riflesse all'acquisitore. Come si può osservare dalla equazione



**Figure 5.4:** Funzionamento fisico della condizione di Bragg

5.4 e dalla figura 5.4 una variazione della distanza del grating induce una forte variazione della lunghezza d'onda del segnale di ritorno.

L'allungamento o la compressione di questa griglia può essere indotta da fenomeni termici o meccanici. Tanto più sarà accurato l'acquisitore nel determinare la lunghezza d'onda di bragg del segnale riflesso e maggiore sarà l'accuratezza dello strumento.

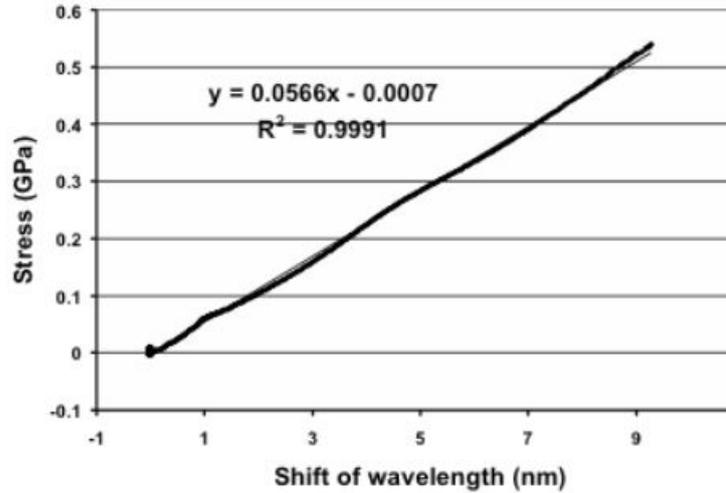
Data la trasparenza del grating a lunghezze d'onda differenti da quella per il quale l'FBG è realizzato, ne deriva la possibilità inserire più grating all'interno della stessa linea.

In questo modo si ha la possibilità di inserire molteplici punti di acquisizione delle deformazioni all'interno dello stesso canale a patto che ciascun FBG sia caratterizzato da una lunghezza d'onda di bragg differente e sufficientemente distanziata da quelle degli altri sensori.

Il limite del numero massimo di punti di misurazione che possono essere inseriti all'interno di un canale deriva dall'ampiezza di banda che il laser montato all'interno dell'acquisitore è in grado di emettere.

Inoltre, un secondo fattore che limita il numero massimo di sensori utilizzabili è la loro dimensione. La frequenza che ciascun FBG è in grado di riflettere è funzione del periodo dell'indice di rifrazione. Se si intende creare un reticolo in grado di riflettere lunghezze d'onda molto basse è necessaria una risoluzione di

incisione estremamente elevata che può superare il limite tecnologico del laser incisore. Frequenze di Bragg molto elevate richiedono dei sensori con un reticolo molto grande e conseguentemente le misure ottenute non sarebbero più puntuali. Come specificato in precedenza, i sensori a grigli di Bragg sono in grado di effettuare delle misurazioni sia di deformazione meccanica che di deformazione termica. Le relazioni che esprimono la dipendenza di queste deformazioni con la variazione di lunghezza d'onda sono semplici ed in generale hanno degli andamenti lineari.



**Figure 5.5:** Relazione di linearità tra carico e deformazione

Queste relazioni semiempiriche sono già state ricavate [9] dove i parametri delle equazioni sono stati misurati sperimentalmente dalla HBM.

- **Dipendenza dalla deformazione meccanica**

Questa relazione può essere ottenuta derivando il valore di lunghezza d'onda del Bragg:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = \frac{\Delta(n_{ef}\Lambda)}{n_{ef}\Lambda} = \left(1 + \frac{1}{n_{ef}} \frac{\partial n_{ef}}{\partial \epsilon}\right) \Delta\epsilon = (1 + p_e) \Delta\epsilon = \beta_\epsilon \Delta\epsilon \quad (5.5)$$

L'indice di riflessione del materiale va mantenuto all'interno della derivata perché per effetti fotoelastici, con la applicazione del carico sulla fibra si ha una variazione dell'indice di rifrazione.

Nella precedente equazione i termini utilizzati sono:

- $\beta_\epsilon$  Sensibilità alla deformazione della griglia di Bragg ( $\approx 0.788$ )
- $p_e$  Costante fotoelastica ( $\approx -0.212$ )

- **Dipendenza dalla temperatura**

Esponendo la fibra ad un gradiente termico si avrà una deformazione per effetto del coefficiente di dilatazione termica.

L'equazione che descrive la relazione tra variazione della lunghezza d'onda e variazione della temperatura è:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = \frac{\Delta(n_{ef}\Lambda)}{n_{ef}\Lambda} = \left( \frac{1}{\Lambda} \frac{\partial\Lambda}{\partial T} + \frac{1}{n_{ef}} \frac{\partial n_{ef}}{\partial T} \right) \Delta T = (\alpha + \zeta)\Delta T = \beta_T \Delta T \quad (5.6)$$

Dove sono presenti i seguenti termini:

- $\beta_t$ : sensibilità termica della griglia di Bragg ( $\approx 6.32$ )
- $\alpha$ : coefficiente di dilatazione termica della fibra ( $\approx 0.55 \times 10^{-6} \frac{1}{^\circ C}$ )
- $\zeta$ : coefficiente termo-ottico. Dipendenza dell'indice di rifrazione dalla temperatura ( $\approx 0.55 \times 10^{-6} \frac{1}{^\circ C}$ )

In questo progetto di tesi la relazione che lega il  $\Delta\lambda$  alla temperatura non verrà utilizzata perché anche quando i sensori vengono utilizzati per la misurazione delle temperature esse saranno incollate a piastrine dello stesso materiale della struttura. Di conseguenza le deformazioni del reticolo non saranno proporzionali al coefficiente di dilatazione termica della fibra ma saranno proporzionali al coefficiente di dilatazione termica del materiale alle quali sono incollate.

### 5.1.3 Processo di Fusion Splicing

Il Fusion splicing è il processo di saldatura di due fibre ottiche tramite un piccolo arco elettrico. Tale fase risulta essere soggette a numerose criticità in fase di realizzazione che possono portare al malfunzionamento della linea ottica.

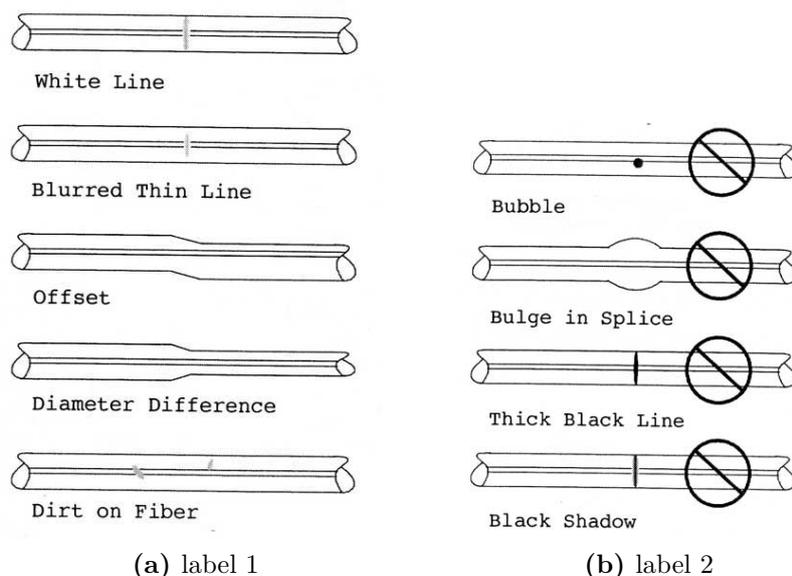
Questo metodo è stato l'unico approccio utilizzabile per la realizzazione di un canale sul quale fossero posti tre FBG a lunghezze d'onda differenti. Infatti, ciascun FBG è inizialmente fornito dalla ditta produttrice su una fibra ottica della lunghezza di mezzo metro connessa direttamente ad un connettore.

Per porre in serie tre FBG è stato quindi necessario tagliare i connettori di due dei tre FBG da montare e successivamente saldandoli in serie l'uno all'altro, lasciando un connettore all'estremità della linea.

Lo splicing tra due fibre viene svolta automaticamente da macchine ad hoc.

Il primo passo per un corretto splicing è di ottenere un taglio netto della fibra. Questa operazione va necessariamente svolta per consentire un corretto allineamento dei core da saldare assieme.

La fase successiva è quella di pulire correttamente le zone da saldare. In caso ciò



**Figure 5.6:** (SX) errori di splicing accettabili, (DX) errori di splicing non accettabili

non venisse svolto grassi e polveri causeranno una variazione delle proprietà ottiche del materiale giuntato durante la saldatura.

A questo punto basterà inserire ai due estremi all'interno del macchinario, il quale effettuerà la saldatura tramite arco elettrico gestendo automaticamente l'allineamento dei core ed il feed rate al quale i due estremi vengono avvicinati tra di loro.

La macchina fornirà un esito positivo quando le caratteristiche ottiche del collegamento saranno prossime a quelle della fibra entro un range di valori accettabili. Fin tanto che le difettosità non influenzino le proprietà ottiche della giunzione vengono considerate accettabili. Porosità, sporco e saldature con spessori eccessivi forniranno invece delle caratteristiche insufficienti e conseguentemente la saldatura sarà respinta [10]. In figura 5.6 (SX) sono indicate le difettosità ritenute accettabili mentre in (DX) sono mostrate quelle che forniscono una variazione delle caratteristiche ottiche.

La zona in cui è stato effettuato lo splicing potrebbe essere ritenuta accettabile in prima istanza ma a seguito di sollecitazioni sul componente si potrebbero avere piccoli danneggiamenti nella saldatura che ne causano la variazione delle caratteristiche ottiche.

Tale fenomeno è avvenuto durante questo progetto di tesi ed ha reso non utilizzabile uno dei canali montati sul componente.

## 5.2 Implementazione e caratterizzazione dei punti di rilevazione

I sensori FBG sono uno strumento che offre grandi potenzialità grazie alla possibilità di poter inserire più punti di misurazione delle deformazioni su un singolo canale. Questa caratteristica è consentita dal fatto che lo strumento di acquisizione può leggere più informazioni derivanti dallo stesso impulso ottico contemporaneamente e senza la necessità di un multiplexer che scansioni sensore per sensore riducendo la rapidità di accesso al segnale.

L'acquisitore Smartscan, utilizzato per lo svolgimento delle prove a terra e di quelle in volo, è in grado operare su linee realizzate con un massimo 16 FBG. Ciascuno di essi deve essere in grado di riflettere una lunghezza d'onda differente. Questo vincolo deriva dalla necessità di avere un adeguato distanziamento in termini di lunghezza d'onda riflessa tra ciascun sensore per evitare che problemi di montaggio o eccessive deformazioni portino alla sovrapposizione di due impulsi differenti.

Inoltre, ciascun acquisitore è progettato per operare all'interno di un campo di lunghezze d'onda predefinito. Questa bandwidth in combinazione con la necessità di un sufficiente distanziamento tra lunghezze d'onda riflesse da ciascun sensore porta al vincolo di massimo 16 impulsi diversi rilevati dallo strumento.

In questo progetto vi sono stati utilizzati tre gratings per ciascun canale.

Questa scelta è stata causata dalla impossibilità del Laboratorio Links nel fornire più di tre FBG con lunghezza di Bragg differente. Conseguentemente ciò ha rappresentato un vincolo sul numero di punti di rilevazione utilizzabili per ciascun canale.

I tre valori di lunghezze d'onda riflesse dagli FBG a disposizione del progetto sono

:

$$\lambda_{root} = 1530nm \quad \lambda_{center} = 1538nm \quad \lambda_{tip} = 1546nm$$

Le lunghezze d'onda nominali realmente misurate da ciascun FBG si scosteranno dai valori sopra indicati perché il processo di realizzazione del grating è sempre associato ad un certo grado di imprecisione. Per facilitare la lettura dei dati è stato scelto di posizionare l'FBG associato alla lunghezza d'onda minore sempre alla radice della fibra, ossia nel punto di misurazione più prossimo al connettore, mentre quello associato alla lunghezza d'onda più alta è stato posizionato vicino l'estremità libera della linea. Per questo motivo ciascuna lunghezza d'onda sarà associata ad un apice che rappresenta la posizioni dell'FBG con il quale è associata.

I sensori sono stati posizionati unicamente sulla semiala destra. Questa scelta consentirà di prevedere anche il comportamento strutturale della semiala sinistra per manovre in cui lo stato di deformazione risulta essere specchiato oppure simmetrico. Comportamenti differenti da questi si presentano per manovre in presenza di raffica oppure quando la risposta dinamica del sistema risulta particolarmente sollecitata. Questa scelta di strumentare una sola semiala è principalmente dovuta agli elevati tempi necessari per la implementazione dei sensori ed alla possibilità di acquisire solo 4 canali per volta essendo questa la capacità massima dell'acquisitore in dotazione per il progetto.

Avendo a disposizione solo quattro canali è stata presa la decisione di posizionare tre fibre ottiche sulla sezione di radice del cassone alare ed una sola sulla porzione di cassone più esterna.

Questa suddivisione non equa dei punti di misurazione tra le due porzioni del cassone è motivata dall'idea che la porzione di cassone all'estremità è meno soggetta a carichi meccanici e conseguentemente le informazioni fornite da sensori su questa parte saranno meno significative allo studio del comportamento strutturale dell'ala. Le fibre posizionate sulla sezione di radice consentiranno di evidenziare la flessione dell'ala e la sua torsione.

Al fine di studiare il comportamento flessionale dell'ala, sono state poste sia nella zona dorsale che in quella ventrale due fibre, cercando di far combaciare sulla stessa posizione lungo l'apertura gli FBG sovrapposti, facendo sì che per ciascun punto di misurazione sul dorso se ne avesse il corrispettivo sul ventre.

Attraverso questa configurazione, in caso di flessione pura, ci si aspetterà che i valori misurati dai due FBG connessi alla struttura ed allineati sull'asse parallelo allo spessore del cassone siano uguali in modulo ed in opposizione di segno.

Per quanto riguarda lo studio del comportamento torsionale è necessario l'utilizzo di una terza linea che è stata posta nella posizione dorsale del bordo di fuga. Essa per via indiretta può essere utilizzata per ricavare l'angolo di torsione dovuto alla applicazione di un carico con una certa distanza dal centro di taglio.

Risulta importante sottolineare che i vari sensori sono stati disposti partendo dalla radice sino alla giunzione come compromesso necessario affinché si possano effettuare

delle misure in porzioni di struttura maggiormente sollecitata dalla flessione (radice) ed al contempo la possibilità di evidenziare il fenomeno di torsione, il quale risulta evidente solo ponendosi sufficientemente lontani dal vincolo alla fusoliera.

In fase di progetto era stato pensato di realizzare tre fibre identiche da montate sulla sezione di radice con una posizione degli FBG rispetto al connettore come mostrato di seguito:

$$distanza_{FBG_{Root}} = 80cm \quad distanza_{FBG_{Center}} = 112cm \quad distanza_{FBG_{Tip}} = 140cm|$$

La porzione di fibra che parte dal piano di simmetria dell'ala e giunge sino all'acquisitore è di 75 cm.

Le posizioni dei sensori rispetto al piano di simmetria dell'ala assegnata in fase di progetto è la seguente:

$$distanza_{FBG_{Root}} = 5cm \quad distanza_{FBG_{Center}} = 37cm \quad distanza_{FBG_{Tip}} = 65cm|$$

Le posizioni degli FBG sulla sezione di estremità del cassone alare hanno le seguenti misure rispetto all'estremo della linea di giunzione tra le due porzioni di cassone:

$$distanza_{FBG_{Root}} = 60cm \quad distanza_{FBG_{Center}} = 92cm \quad distanza_{FBG_{Tip}} = 120cm|$$

A causa di problematiche legate alla implementazione delle fibre, le posizioni degli FBG sul componente sono variate rispetto alla condizione di progetto.

La reale disposizione delle dei punti di misurazione è illustrata nelle figure 5.7 e 5.8

La reale disposizione dei sensori è solo sulla semiala sinistra ma si è preferito utilizzare la rappresentazione mostrata in figura 5.7 in cui i sensori sono distribuiti su entrambe le semiali per facilitare la lettura delle quotature.

La disposizione dei sensori in direzione dell'apertura alare è stata scelta per i seguenti motivi:

- Determinazione delle deformazioni associate alla flessione torsione del componente
- Studio delle temperature raggiunte sul cassone alare durante il volo
- Prognostica di ciascun attuatore per la movimentazione degli alettoni e dei flap.

Il secondo punto di questa lista viene ampiamente analizzato all'interno di un'altro progetto di tesi <sup>1</sup> svolto in collaborazione a questo progetto, ma alcuni aspetti verranno riproposti perché utili per comprendere come possa essere effettuata la

---

<sup>1</sup>[M. Bertuccelli, 2021] Implementazioni di sensori FBG per lo studio degli aspetti termici sul cassone alare del velivolo RA

Posizioni di interesse sul dorso del cassone

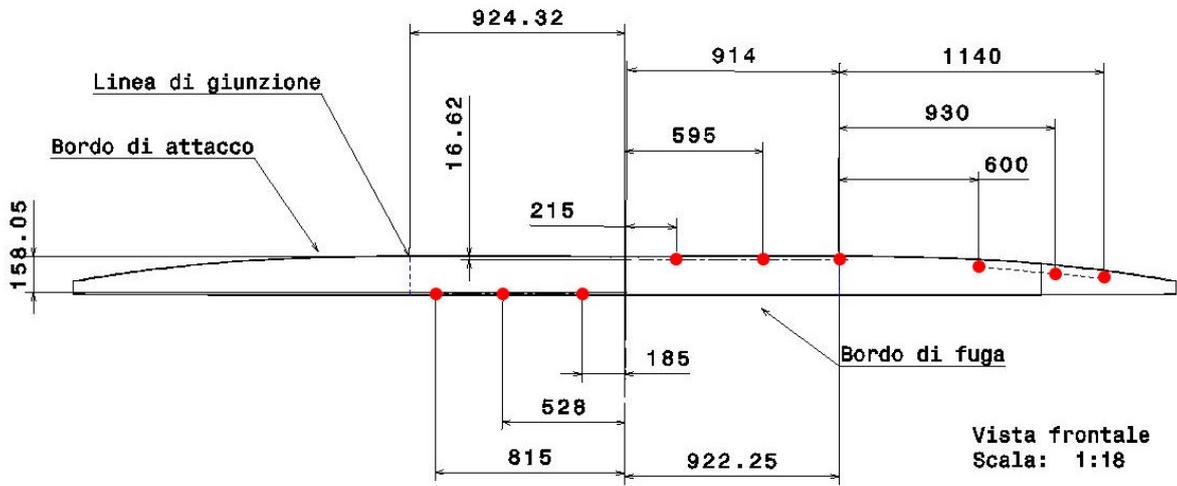


Figure 5.7: Posizione dei sensori sul dorso del cassone alare

Posizionamento dei sensori sul ventre del cassone alare

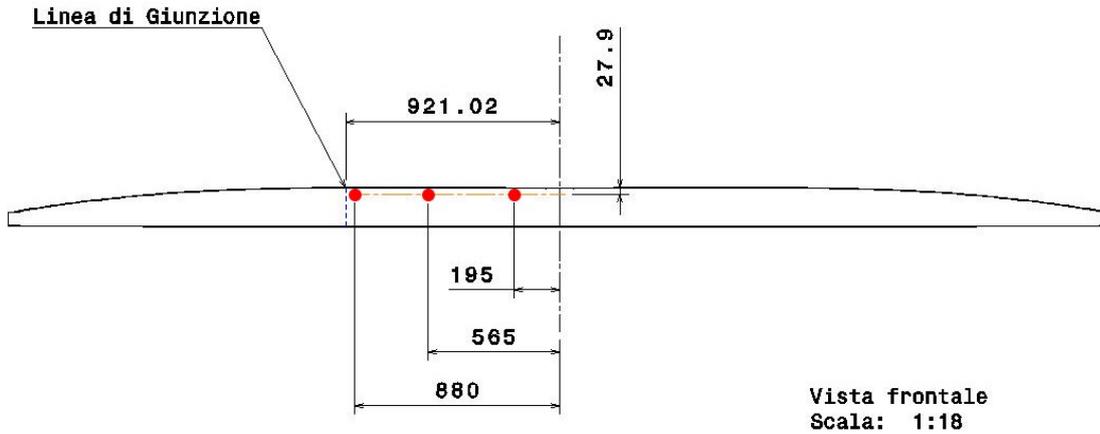


Figure 5.8: Posizione dei sensori sul dorso del cassone alare

compensazione termica delle deformazioni misurate in un ambiente soggetto a variazioni di temperatura.

Al fine di effettuare una misura della temperatura tramite dei sensori FBG bisogna

procedere per via indiretta. Questa tipologia di sensori è estremamente sensibile alla deformazione, quindi basandosi sulla conoscenza del coefficiente di dilatazione termica del materiale è possibile ricavare la temperatura raggiunta in un punto della struttura basandosi sulla deformazione in quel punto.

Tale procedura può essere applicata quando tale porzione di struttura non risulta essere sollecitata da carichi meccanici.

Dato che durante le fasi di volo la struttura del casone alare è esente da porzioni di struttura scariche allora è stato pensato di inserire delle piastrine dello stesso materiale incollate solo su un loro bordo. In questo modo la piastrina rimane solidale alla struttura ma è lasciata libera di deformarsi per effetto della temperatura.

Una illustrazione di come queste piastrine siano fatte è riportata in figura 5.9 durante la fase di incollaggio dell'FBG alla piastrina sono stati presi i seguenti



**Figure 5.9:** Piastrina soggetta alla deformazione termica

provvedimenti:

- I sensori sono stati posti il più lontano possibile dal lato incollato alla struttura. In questo modo si è cercato di evitare che le sollecitazioni impartite in corrispondenza dell'incollaggio influenzassero in maniera significativa le misurazioni di temperatura.
- I lati ortogonali alla direzione della fibra sono stati svasati. In questo modo viene rimosso il gradino che si ha tra la piastrina e la superficie della struttura evitando una pressione della fibra in corrispondenza di questo spigolo induca un effetto di taglio che possa portare alla rottura del collegamento ottico.
- La porzione di fibra ottica di transizione tra la porzione di fibra connessa alla struttura e quella connessa alla piastrina necessita essere inguainata per aumentarne la resistenza.
- Durante la fase di resinatura bisogna evitare che della resina si infiltri al disotto dei lati non incollati alla struttura. Se ciò accadesse la soluzione per la misura delle temperature qui proposta verrebbe resa inutilizzabile dato che ciò porterebbe ad un trasferimento dei carichi dalla struttura alla piastrina

Dato l'esiguo numero di FBG a disposizione per il progetto, è stato deciso di assegnare ad alcuni sensori la cui posizione è illustrata nelle figure 5.7 e 5.8 il ruolo di sensori di temperatura.

Tale assegnazione dei ruoli è riportata in tabella 5.1

	Fiber CH1	Fiber CH1	Fiber CH1	Fiber CH1
<b>Root</b>	Disconnected	Connected	Connected	Connected
<b>Center</b>	Connected	Disconnected	Connected	Connected
<b>Tip</b>	Disconnected	Connected	Disconnected	Disconnected

**Table 5.1:** Connessione o Sconnessione di ciascun FBG alla struttura

In questa tabella la nomenclatura "Connected" indica che tale sensore è connesso alla struttura per via di un incollaggio meccanico e quindi consentirà di misurare la deformazione termica e quella meccanica percepita dal componente, mentre la nomenclatura "Disconnected" indica che il sensore non è connesso direttamente alla struttura ma è incollato alla piastrina vincolata solo per un lato alla struttura, la quale subisce unicamente la deformazione termica.

Questa soluzione adottata consente di ridurre i tempi necessari al montaggio delle fibre perché con una sola fase di pretensionamento della fibra è possibile applicare sulla struttura FBGs sia connessi alla struttura che non.

Uno delle fasi in cui è necessario porre particolare attenzione durante lo svolgimento di questo metodo è allineare correttamente la piastrina all'FBG dopo che la fibra sia stata tensionata e prima di procedere all'incollaggio di un lembo della piastrina alla struttura e all'incollaggio della intera linea di sensori. Infatti è necessario incollare la piastrina che subisce la deformazione termica al componente prima di procedere con l'incollaggio del sensore e quindi potrebbe capitare che durante la applicazione del precarico l'FBG trasli nella direzione di applicazione del carico da non combaciare più alla posizione inizialmente prevista.

Ciò fa sì che l'FBG non combaci più sulla piastrina precedentemente incollata alla struttura e conseguentemente l'acquisizione da essa svolta verrebbe resa inutilizzabile.

## 5.3 Procedura di incollaggio delle Fibre

Uno delle fasi particolarmente critiche durante la implementazione delle fibre su un componente è la fase di incollaggio, il quale consente il trasferimento dei carichi dalla struttura al sensore. L'incollaggio permanente alla struttura è stato realizzato tramite della resina epossidica.

Questo procedura risulta efficace se svolto applicando le seguenti precauzioni:

- Corretta pulizia del substrato sul quale viene incollata la fibra
- Corretta pulizia della fibra, in modo da rimuovere nanoparticelle e grassi sulla superficie di quest'ultima.
- Incollaggio dell'FBG cercando di tenerlo il più vicino possibile alla superficie. In questo modo la deformazione a taglio subito dalla porzione di resina compresa tra superficie del componente e la fibra può essere trascurata
- Evitare di applicare delle curvature nelle porzioni di fibra in cui è posizionato un sensore.

Prima di effettuare l'incollaggio della fibra alla struttura è necessario applicare su di essa un pretensionamento.

Questa fase applica una tensione iniziale su ciascun FBG rendendoli più sensibili alla deformazione.

In particolare, se correttamente tensionati, questi sensori subiranno una riduzione di tensione invece che una compressione quando la porzione di struttura alla quale sono connessi viene compressa, mentre in caso di trazione la fibra risponderà immediatamente al carico senza subire una prima fase di allineamento alla direzione del carico.

Porzioni di struttura comunemente soggette a compressione verranno dotate di fibre con un pretensionamento di  $2500\mu\epsilon$ , consentendo una corretta rilevazione di deformazioni a compressioni particolarmente elevate.

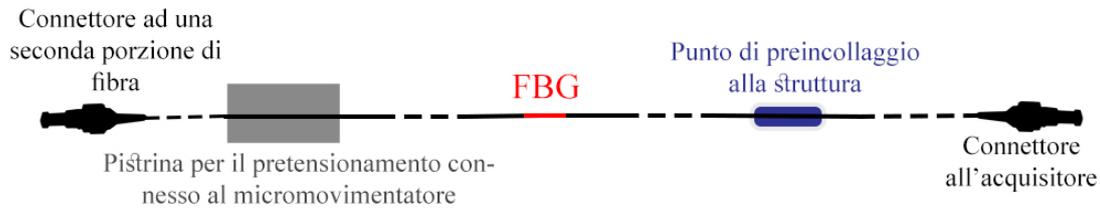
Le parti di struttura soggette a tensione saranno associate ad una tensione ad un minor valore di strain ( $1500\mu\epsilon$ ), per evitare che in caso di carichi eccessivamente elevati si superi il carico di rottura della fibra ottica.

Tali informazioni sul grado di precarico da applicare sono state ricavate dai progetti di tesi precedentemente svolti [11].

Effettuare questa fase di carico della fibra è molto complessa da svolgere perché richiede un attento controllo della forza applicata ed è richiesto un afferraggio sicuro della fibra.

Per svolgere questo complesso task sono stati utilizzati dei movimentatori di precisione assieme a degli strumenti ad hoc per questa specifica applicazione.

Il primo passo da svolgere per effettuare il tensionamento è di incollare alla struttura



**Figure 5.10:** Schema di implementazione della fibra al componente

da monitorare tramite colla cianoacrilica un punto della fibra compreso tra l'FBG di radice ed il connettore che andrà connesso all'acquisitore.

In questo modo viene realizzato un punto di vincolo per l'applicazione del precarico sulla linea. Un secondo punto compreso tra l'FBG di tip e l'estremo libero della fibra (oppure tra l'FBG di tip ed il connettore posto all'altra estremità della fibra, nel caso in cui quest'ultimo venga predisposto per collegare due fibre consecutive allo stesso canale tramite un passaparatia) viene anch'esso incollato tramite colla cianoacrilica ad una piastrina di un generico materiale sufficientemente rigido, che verrà afferrata dal micromovimentatore per applicare il precarico sulla linea. Uno schema che rappresenta i punti di fissaggio è riportato in figura 5.10

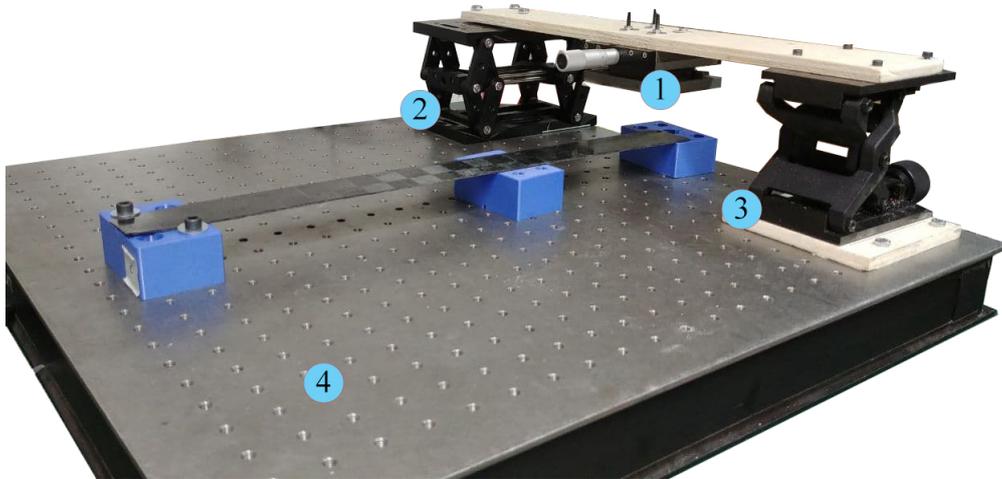
Una volta completato l'incollaggio è possibile adottare una delle seguenti soluzioni:

- Rimuovere la fibra dalla piastrina cercando di rompere l'incollaggio con molta cautela ed evitando di indurre un effetto di taglio sul mezzo di trasmissione ottico
- Incollare direttamente la piastrina alla struttura nel caso in cui non ci fossero problematiche legate al suo ingombro;
- Tagliare la fibra in corrispondenza del punto di incollaggio con la piastrina nel caso in cui non sia presente un connettore sulla estremità del canale ottico rivolta verso il tip alare.

La struttura che consente la corretta movimentazione della piastrina predisposta al tensionamento è illustrata in figura 5.12 Il componente (1) consente di movimentare la piastrina in direzione assiale. Per ogni giro della manovella di cui esso è dotato verrà effettuata una traslazione della piastrina di 0.5mm.

Il manico di questo strumento è sempre rivolto nella direzione che punta verso l'estremo incastrato della fibra ottica perché lo strumento è in grado di applicare una trazione solo quando la base mobile del micromovimentatore si allontana dalla manovella non essendo dotata di un meccanismo a vite madrevite.

Lo strumento è stato montato sottosopra per consentire l'avvicinamento della fibra dall'alto. In questo modo è possibile applicare il precarico della fibra su



**Figure 5.11:** Banco per il tensionamento della fibra

componenti ben più grandi della base (4). Infatti questo metodo offre il vantaggio di poter posizionare solidamente il micromovimentatore in qualsiasi posizione lungo l'apertura del componente.

Quest'ultimo verrà sorretto da un ponte vincolato al basamento tramite i movimentatori verticali (2)-(3).

Sulla base mobile del micromovimentatore (1) viene montata una morsa realizzata



**Figure 5.12:** Morsa per l'afferraggio delle piastrine

ad hoc per il progetto illustrata in figura 5.12. Essa consente di afferrare due bordi della piastrina per portarla a contatto con il componente sul quale si intendono incollare gli FBG. Il vantaggio di questa soluzione è di poter tensionare la fibra afferrandola in un punto che giace direttamente sopra il pazzo.

La soluzione di afferrare la piastrina tramite delle viti (comunemente utilizzata per

tale applicazione) è stata scartata data l'impossibilità di svitare le viti una volta completato l'incollaggio, quando la piastrina per il tensionamento è direttamente posta sul componente.

Una volta incollato un estremo della fibra sul componente ed un'altra parte di essa incollata ad una piastrina che viene montata sulla morsa sarà possibile effettuare il tensionamento. Nei punti in cui sono presenti le piastrine per la misura della temperatura (ossia sconnesse dalla struttura), si avrà un sollevamento della fibra rispetto alla superficie del cassone. Tale sollevamento porterebbe ad una incorretta misurazione degli strain e per questo motivo sono stati applicati dei punti di incollaggio (tramite colla cianoacrilica) agli estremi della porzione di fibra contenente l'FBG in modo da mantenerla a contatto con il corpo della struttura.

Una volta verificato che dopo lo svolgimento di questi passi non si avesse una perdita di tensione, si è passato all'incollaggio distribuendo uniformemente la resina su tutta la fibra.

Il precarico viene mantenuto per due giorni cercando di raggiungere un buon grado di cura della resina per evitare che non si abbia una perdita di tensione su ciascun FBG.

Dopo due giorni, nonostante la resina risultasse completamente asciutta, è stato osservato un certo grado di rilassamento della fibra. Questo fenomeno è riconducibile a fenomeni elastoviscosi che si verifica sia tra core e cladding della stessa fibra ottica che tra fibra e resina.

## 5.4 Acquisizioni in fase di incollaggio

La fase di incollaggio è la fase più importante per la corretta implementazione di questi sensori sul componente strutturale.

Per questo motivo durante ciascuna delle fasi principali per l'incollaggio sono state effettuate delle acquisizioni per comprendere come ciascuna procedura adottata comporti delle variazioni sul sistema sensoristico.

Queste acquisizioni saranno fondamentali per capire l'entità del cedimento della colla cianoacrilica e della resina epossidica durante la fase di cura ed il grado degli scorrimenti elasto-viscosi tra core e cladding della fibra ottica.

La combinazione di questi eventi produce una diminuzione del pretensionamento delle fibre riducendo la sensibilità dello strumento alle deformazioni.

Le fasi durante le quali verranno acquisiti dei dati sono:

- Tensionamento della fibra tramite il micromovimentatore
- Cura della colla e della resina
- Rimozione del pre-carico fornito dal micromovimentatore

### 5.4.1 Fase di tensionamento

Durante questa fase viene imposta, tramite un micromovimentatore, una traslazione dell'estremo libero della fibra da implementare sul componente in modo da applicare un precarico sulla linea. Per poter applicare questo carico è necessario che, a monte di tutti gli FBG, la fibra venga vincolata alla struttura tramite un punto di colla cianoacrilica.

Questa soluzione seppur efficace presenta delle criticità quando la cura dei punti di incollaggio non avviene correttamente. Infatti in questi casi si avranno degli scorrimenti della fibra all'interno della colla che porteranno alla riduzione della tensione.

Questa problematica può essere rilevante anche in altre fasi del processo di incollaggio ma in questa risulta la principale causa di problematiche dato che i questi punti subiscono uno stato di sollecitazione variabile nel tempo quando la colla non è completamente solidificata.

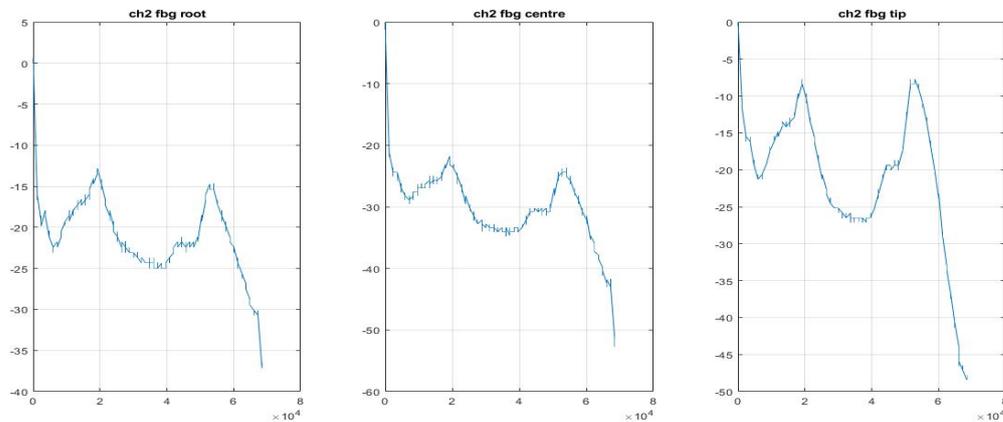
La motivazione per il quale si procede alla applicazione del precarico prima della completa cura della colla cianoacrilica è legata alla elevata durata dei tempi di cura.

Essi sono funzioni di molte variabili come temperatura, spessore dello strato di colla, umidità della stanza e pressione atmosferica. Tali fattori comportano tempi di cura che possono variare da ore a giorni.

Dato l'elevato tempo richiesto alla cura della resina epossidica, si tende dare meno

importanza a questa fase e conseguentemente si commette l'errore di non attendere la completa cura della colla cianoacrilica.

In figura 5.13 è mostrato l'andamento delle deformazioni successive ad una cura



**Figure 5.13:** Cura della colla cianoacrilica sotto un precarico di  $2500 \mu\epsilon$

della colla cianoacrilica di 2 ore ed al tensionamento di  $2500 \mu\epsilon$ .

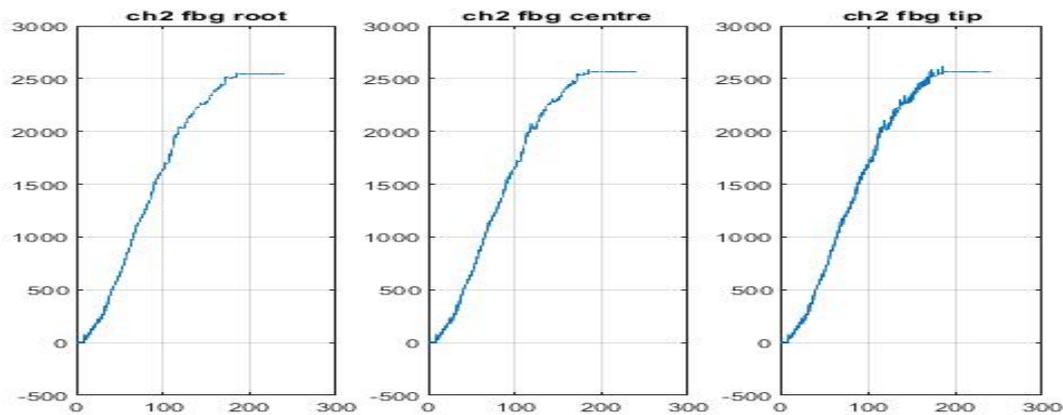
La durata della acquisizione è di 18 ore ed è iniziata alle 20.36 e si è conclusa alle 14.36 del giorno successivo.

Come si può osservare nelle ore immediatamente successive alla applicazione del precarico è stata osservata una repentina perdita della tensione sulla fibre che si è arrestata dopo circa 2 ore.

Questo comportamento potrebbe essere riconducibile ad un lieve cedimento dell'incollaggio. Dopo essere trascorse queste due il grado di deformazione misurato dalla fibra tende ad assestarsi poiché il livello di cura raggiunto dalla colla è in grado di resistere alla sollecitazione applicata.

Le variazioni di strain misurati durante la notte e durante il giorno successivo potrebbero essere dovute a variazioni di temperatura dell'ambiente. Infatti, la rapida caduta di tensione che si nota durante le ultime ore della acquisizione potrebbe essere dovuta ad un graduale aumento all'aumento della temperatura atmosferiche che sia ha dalle prime ore della mattina al pomeriggio.

Dopo aver completato queste acquisizioni è stato necessario riapplicare una deformazione  $55 \mu\epsilon$  per riportare il precarico ad un valore tale da applicare una deformazione di  $2500 \mu\epsilon$  alla fibra ottica. In figura 5.14 viene mostrato come la procedura utilizzata per pre-caricare la linea è in grado di fornire una tensione analoga su tutti e tre gli FBG.



**Figure 5.14:** Fase di tensionamento sino ad una deformazione residua di  $2500\mu\epsilon$

## 5.4.2 Cura della resina

La cura della resina è la più delicata di tutte le fasi necessarie alla implementazione degli FBG poiché rispetto alle altre essa non è reversibile.

Ogni errore commesso precedentemente e durante la cura non potrà essere più rimosso e conseguentemente è necessario comprendere in modo accurato come tale processo evolve nel tempo.

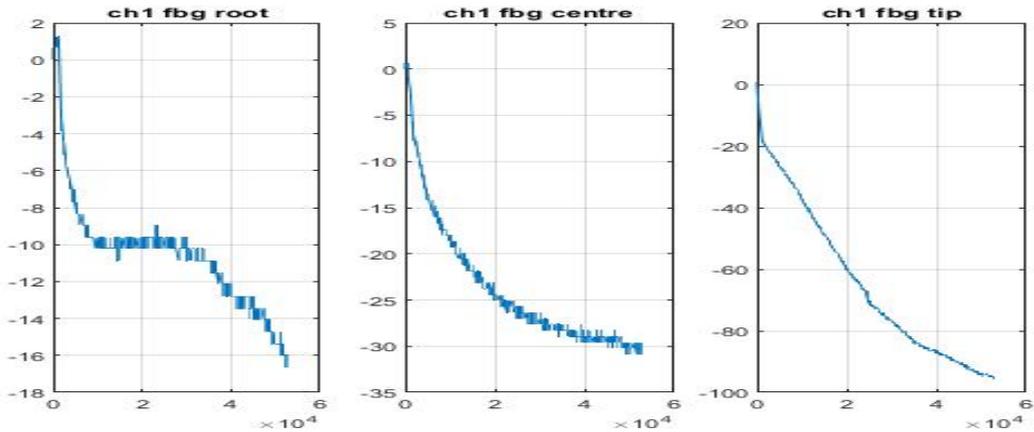
In particolare è desiderabile che la fibra subisca delle riduzioni di carico il più basse possibile per evitare che si vengano ad avere dei disturbi nel segnale di ritorno. Tale riduzione della tensione lungo la fibra ottica durante la cura della resina produce anche un fissaggio meno solido della linea ottica sul componente.

Oltre a questi problemi di tipo fisico possono anche presentarsi delle anomalie dovute alla interazione chimica tra la resina epossidica e la fibra ottica, causando una variazione delle caratteristiche ottiche del materiale. In figura 5.15 sono state fornite le acquisizioni associate alla cura della fibra posta sul bordo di attacco dorso della porzione centrale del cassone.

Come si può osservare la caduta di tensione è risultata maggiore verso il tip e minore alla radice. Questo cedimento non è imputabile alle piastrine poste per sconnettere alcuni FBG dalle deformazioni della struttura perché in questo caso sia l'FBG di radice che quello al tip erano disconnessi dalla struttura tramite questo procedimento e quindi se tale fosse stata la causa, allora i problemi sull'FBG al tip si ripresenterebbero su quello di radice.

Maggiori informazioni potranno essere ricavate confrontando questi risultati con quelli ricavati durante la fase di cura di un'altra fibra.

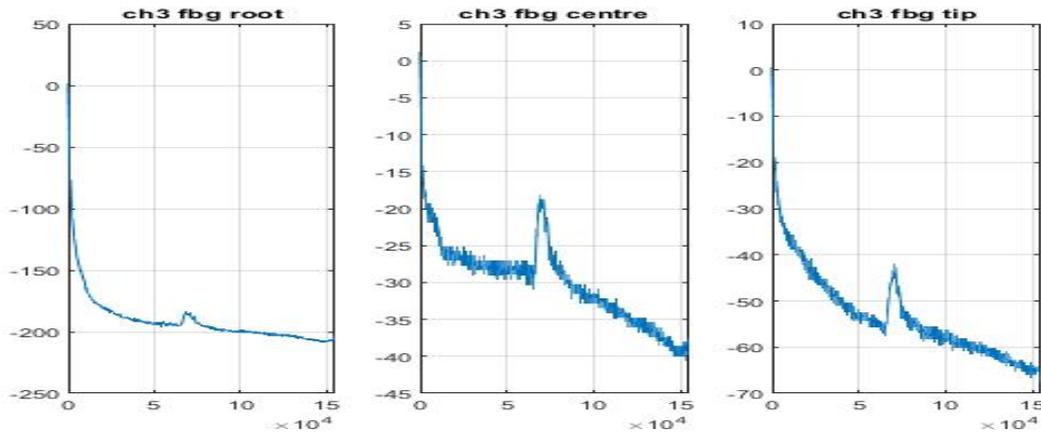
La perdita di tensione rilevata dagli FBG posti alla radice ed al centro di questa



**Figure 5.15:** Cura della resina epossidica sotto un precarico di  $2500\mu\epsilon$

linea sono di entità molto ridotta e potrebbero essere associati allo scorrimento del core rispetto al cladding nella fibra ottica oppure a fenomeni di creep.

In figura 5.16 sono fornite le acquisizioni ottenute durante la cura della fibra sul



**Figure 5.16:** Cura della resina epossidica sotto un precarico di  $2500\mu\epsilon$

bordo di fuga dorso.

In questo caso l'FBG che ha subito la maggior perdita di tensione è stato quello radice.

Questo cedimento di diverso tipo rispetto al caso precedente dimostra che la perdita di tensione all'FBG tip nel primo caso e all'FBG root nel secondo caso non è connessa al processo di cura della resina ma molto plausibilmente ad una errata

cura della colla cianoacrilica posta agli estremi di questi FBG che ha portato ad un cedimento di queste porzioni durante la cura della resina.

Le acquisizioni mostrate in figura 5.16 hanno una durata circa tre volte superiore di quelle mostrate in figura 5.15.

Dopo sedici ore di acquisizione si presenta un particolare fenomeno che non è visibile in figura 5.15 probabilmente perché le acquisizioni sono state interrotte prima di 16 ore di misurazione.

Questo fenomeno consiste in una gobba sulla curva time-strain che mostra un incremento graduale del carico sulla fibra della durata di circa 2 ore. Tale anomalia potrebbe essere causata da una intensa variazione del volume della resina epossidica durante le ultime fasi di cura oppure da una temporanea variazione della temperatura nella stanza in cui è posizionato il componente strumentato.

Nonostante la presenza di questo fenomeno anomalo dopo la durata di circa 24 ore il processo di cura può considerarsi concluso poiché il valore di deformazione imposto dal micromovimentatore viene mantenuto senza eccessive variazioni.

### 5.4.3 Rimozione del pre-carico fornito dal micromovimentatore

In quest'ultima fase del processo di incollaggio delle fibre ottiche viene scaricata la fibra ottica rimuovendo la trazione fornita dal micromovimentatore.

Come ci si potrebbe aspettare, rimuovendo il carico applicato sulla linea si avrà un rilassamento della fibra ottica all'interno della resina che produrrà quindi una ulteriore diminuzione della deformazione preimposta su ciascun FBG.

In questo caso il cedimento dell'incollaggio è molto basso ed acquista un valore

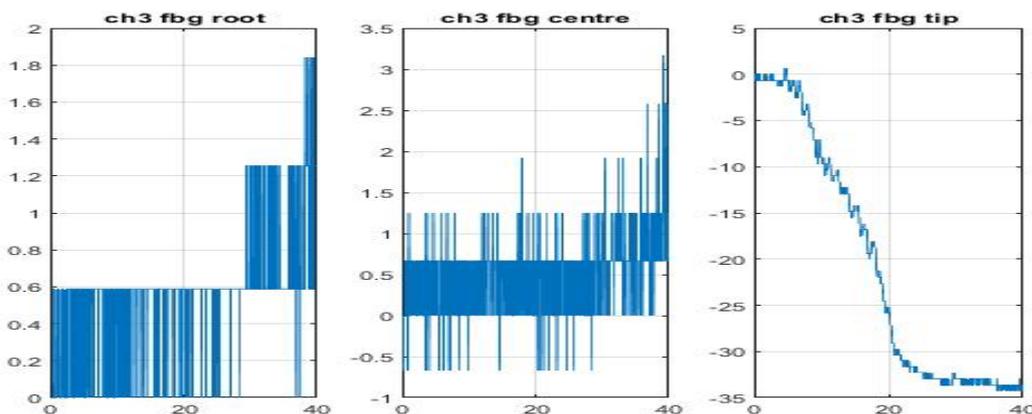


Figure 5.17: Rilassamento della fibra dopo aver rimosso il pre-carico di  $2500\mu\epsilon$

significativo solo nel caso delle misurazioni dell'FBG al Tip.

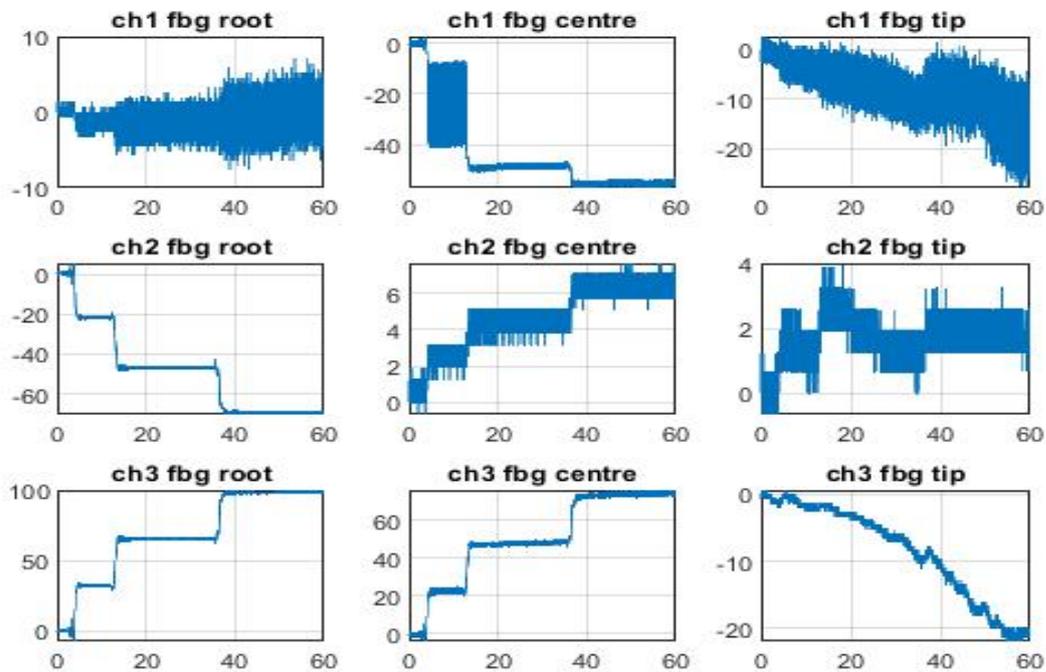
Questa maggiore caduta di tensione è stata osservata su tutte le fibre implementate. Una spiegazione di questo fenomeno potrebbe essere associata al fatto che la porzione di fibra successiva all'FBG al tip ed incollata alla struttura è molto ristretta. Ciò riduce la quantità di superficie della fibra afferrata dalla resina e conseguentemente alla rimozione del pre-carico si otterrà una riduzione di tensione solo in questa parte della fibra dove la fibra ottica non è saldamente retta.

## 5.5 Problematiche di implementazione

Dopo aver conclusa la implementazione di tutte le linee di FBG richieste si è proceduto nell'effettuare i primi test per comprendere il loro corretto funzionamento. Sin da queste prime prove è risultato evidente come alcuni errori commessi sia durante il processo di Fusion Splicing che durante l'incollaggio delle fibre abbiano degradato la funzionalità di alcuni sensori FBG.

In figura 5.18 è illustrata una generica prova di carico effettuata per comprendere la risposta dei sensori alla applicazione di tre step di carico da 500g.

In questa figura, così come nelle successive verrà utilizzato sempre lo stesso schema



**Figure 5.18:** Prova di carico fino a un 1.5kg forza

di collegamento all'acquisitore:

- Canale 1 (ch1): A questo canale sarà connessa la fibra ottica incollata sul bordo di attacco dorso della porzione centrale del cassone alare.
- Canale 2 (ch2): A questo canale sarà connessa la fibra ottica posta sul bordo di fuga dorso della porzione centrale del cassone alare.

- Canale 3 (ch3): A questo canale sarà connessa la fibra ottica posta sul bordo di attacco dorso della porzione centrale del cassone alare.

Dalla lettura di questo grafico si evince subito che i sensori  $ch1_{root}$ ,  $ch1_{tip}$ ,  $ch2_{centre}$ ,  $ch3_{tip}$  non effettuano una lettura delle deformazioni strutturali. Questo risultato è conforme con quello atteso perché in questi punti della struttura gli FBG non sono stati connessi alla struttura ma alle piastrine in carbonio per effettuare la misura della temperatura.

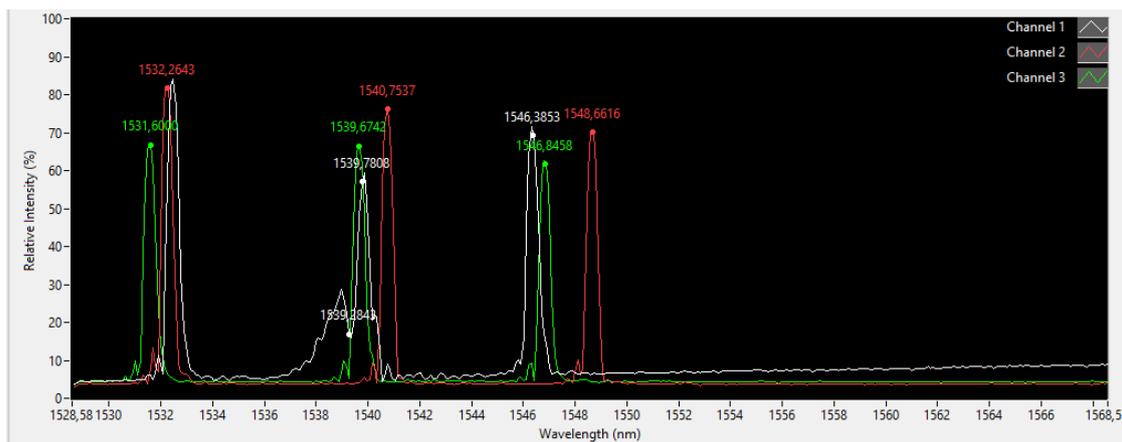
Delle difettosità vengono rilevate per il sensore  $ch1_{centre}$  e  $ch2_{tip}$ .

Nel primo caso il segnale ottenuto risulta essere molto impreciso e scarsamente affidabile perché per ciascuno step di carico (pari a 500g forza) viene misurato un diverso  $\Delta\epsilon$ .

Questo fenomeno non può essere dovuto a non linearità del sistema perché gli strain impartiti alla struttura sono bassi e perché i compositi operano in capo lineare fin tanto che non subiscono danneggiamenti.

Per comprendere la causa di questo fenomeno è utile analizzare l'intensità del segnale di ritorno misurato sul canale 1.

Il segnale di ritorno dal canale 1 è quello di color bianco.



**Figure 5.19:** Spettro del segnale di ritorno corrispondente ai canali posti nella porzione centrale del cassone alare

Come si può osservare il picco associato all'FBG centrale ha una intensità inferiore rispetto agli altri picchi ed è anche associato ad un rumore di ritorno.

Questo fenomeno potrebbe essere causato da un errore nella produzione della zona di splicing compresa tra l'FBG  $ch1_{root}$  e  $ch1_{centre}$ . Questa conclusione giunge dal fatto che applicando una forza di compressione in corrispondenza di quel punto si ha una netta diminuzione del segnale di ritorno dei due FBG successivi ed un aumento della interferenza di base misurata dall'acquisitore.

Il rumore presente nella porzione inferiore della coda dell'FBG centrale causa inoltre anche errori nella lettura dei dati ricevuti dal  $ch1_{root}$  poiché il software per la acquisizione associa il valore di  $ch1_{root}$  ad un punto presente nella zona di interferenza sul picco di  $ch1_{center}$  come illustrato in figura ???. Tale problema è però risolvibile aumentando il valore di "threshold" per la rilevazione dei picchi all'interno del programma.

Il secondo problema rilevato dalla lettura dei dati in figura 5.18 è nel  $ch2_{tip}$ .

Questo sensore pur essendo connesso alla struttura non fornisce una lettura utile della deformazione associata al carico meccanico.

La motivazione di questo fenomeno potrebbe essere riconducibile alla perdita di tensione della fibra ottica in corrispondenza del tip dopo la rimozione del precarico, fenomeno descritto nella precedente sezione

Un altro problema riscontrato durante la fase di implementazione delle fibre ottiche è stata una graduale degradazione del segnale ricevuto dalla linea posta sul bordo di attacco della porzione di tip del cassone alare.

In questo caso subito dopo la cura della resina si è notata una netta riduzione della intensità del segnale di ritorno di tutti i sensori posti su questa linea. Questo valore di intensità è sceso sino ad un valore di picco del segnale riflesso dalle griglie ottiche del 30%.

Tale problema potrebbe essere causato da un errore nella zona di saldatura compresa tra il connettore e il primo FBG di radice motivata dal fatto che il decremento simultaneo del segnale di ritorno di tutte le griglie è possibile solo se in un punto alla radice delle fibra si abbia una perdita concentrata.

## Chapter 6

# Sperimentazione sui sensori FBG

Di seguito verranno svolte differenti prove che avranno l'obiettivo di valutare il corretto funzionamento dei sensori e comprenderne se la risposta che essi forniscono è conforme ai valori previsti dalle simulazioni.

Inoltre verranno svolte anche delle prove in cui ciascuna area del componente sul quale sono posizionati gli FBG verrà sollecitata termicamente per comprendere la reale risposta sia degli FBG connessi alla struttura che di quelli disconnessi dalla struttura per le misurazioni termiche.

### 6.1 SetUp delle prove

Le prove sperimentali che saranno descritte nelle prossime sezioni necessitano una adeguata accuratezza nello svolgimento perché i parametri che si intenderanno analizzare sono molto sensibili alle piccole variazioni.

Di seguito verranno descritti gli strumenti utilizzati nell'arco di queste prove:

- **Vicoli:**

Il cassone alare è stato vincolato al banco di lavoro tramite delle staffe in legno sagomate con la geometria del cassone in modo che una volta avvitate l'una contro l'altra effettuano una elevata compressione sul componente.

Per consentire che la compressione venga correttamente distribuita attorno tutto il perimetro della zona di afferraggio, è stato posto uno strato di materiale morbido che fungesse da interfaccia tra il vincolo ed il componente.

Applicando un vincolo uniforme attorno tutto il perimetro sarà più semplice ricreare il vincolo nell'ambiente di simulazione agli elementi finiti.

L'altezza del vincolo è tale da far sì che la flessione del componente non lo porti ad un contatto con il basamento sul quale è stato montato.

In figura 6.1 è illustrato questo elemento di vincolo.



**Figure 6.1:** Elemento di vincolo

Una volta avvitate le due metà tra di loro, questo elemento è stato fissato al basamento utilizzando delle morse.

Uno solo di questi elementi non è sufficientemente ad evitare che l'applicazione del carico al tip porti ad una rotazione del componente attorno il punto di fissaggio al basamento e per questo motivo ne sono stati inseriti due: uno sull'asse di simmetria del cassone (come mostrato in figura 6.1) mentre l'altro in corrispondenza del tip della sezione centrale del cassone alare posta al disopra del basamento.

Nell'ambiente di simulazione agli elementi finti questo componente è stato modellato vincolando le traslazioni su tutti e tre gli assi cartesiani sui nodi giacenti nella porzione di struttura sul quale è applicato l'elemento di vincolo.

- **Applicazione dei carichi** Per una corretta applicazione dei carichi sulla struttura è necessario fornirli alla struttura come carico concentrato perché solo in questo modo è possibile conoscere con sufficiente accuratezza il punto di applicazione della forza.

Per questo motivo è stato realizzato un componente per trasmettere la forza peso di alcune masse in un punto noto della corda del profilo.

Come per le simulazioni viste in precedenza la forza trasmessa tramite questo componente è stata applicata al tip del plug maschio non sovrapposto al basamento. In figura 6.2 si può notare come la piastra che poggia sul dorso della struttura è connessa tramite delle staffe ad L ad una barra filettata. Su di essa è inserita un piastrina in legno libera di scorrere lungo la direzione della corda.



**Figure 6.2:** Elemento per la applicazione del carico

In questo modo è possibile applicare la forza desiderata in punti della corda differenti. Questo equipaggiamento è fondamentale per la determinazione del centro di taglio.

Sul foro più in basso della piastrina in legno potrà essere inserito un uncino con un piattello sul quale vengono inseriti dei pesi circolari de 500g.

Conseguentemente il valore dei carichi applicati alla struttura sarà sempre un multiplo di 500g.

- **Misura della freccia**

La misura della freccia del componente è stata effettuata tramite l'utilizzo di calibri.

Essi sono stati posizionati da due piedistalli i sorreggono il peso dei calibri e consentono di posizionarli in qualsiasi posizione nello spazio desiderato.

La misurazione della deformata avviene posizionando l'asta mobile del calibro sul punto di misura desiderato che nel caso in questione sono stati gli estremi della corda al tip del plug maschio.

Questo metodo seppur non molto accurato è stato l'unico che ha fornito dei risultati attendibili nei tempi richiesti al progetto.

- **Applicazione del carico termico**

Per quanto riguarda le prove per la caratterizzazione della risposta strutturale alle sollecitazioni termiche sono stati sviluppati due modi per fornire calore.

Il primo metodo si basa sul riscaldare una lamina in alluminio sul quale viene fatta passare una corrente alternata a 6 Volt.

Il riscaldamento per effetto Joule di questo componente trasmetterà il calore alla struttura per effetto della conduzione termica

Tale metodo seppur in grado di riscaldare la struttura sino a temperature che si aggirano sui 40 gradi centigradi ha il problema di essere molto localizzato. Tale concentrazione del calore alla struttura comporta una dilatazione dovuta al coefficiente di dilatazione termico del materiale molto localizzata. Conseguentemente le misurazioni di strain ottenute dagli FBG non saranno analoghe a quelle misurate quando l'intero componente è alla stessa temperatura in condizioni stazionarie come nel caso di esposizione solare del componente.

Questo metodo può quindi riprodurre correttamente la risposta del sistema quando riscaldato dalle batterie per effetto della conduzione ma non è in grado di riprodurre la risposta del sistema quando soggetto ad irraggiamento solare. Per questo motivo le prove sono state svolte utilizzando anche un secondo metodo che si basa sulla convezione invece che sulla conduzione.

In questo caso, tramite una pistola termica ,è stata riscaldata una camera con un volume di circa 3 litri. Questa camera è stata realizzata rivestendo tramite del materiale isolante le pareti di una scatola al quale è stato rimosso il fondo per porre in contatto l'aria calda della stanza con il componente.

L'aria calda è stata iniettata all'interno della struttura tramite un foro dal diametro uguale a quello dell'ugello di uscita della pistola termica. Questo foro è stato realizzato off-center per evitare che l'aria calda non venisse proiettata direttamente sul sensore FBG, causando un errore nella misurazione.

Riscaldando uniformemente l'aria interna alla camera ed aspettando che la temperatura nella stanza raggiunga delle condizioni stazionarie si potrà comprendere come i sensori rispondano a variazioni di temperatura dell'ambiente circostante.

Tale metodo è stato utilizzato per simulare il riscaldamento dell'ala indotto dall'irraggiamento solare.

- **Sensori di Temperatura**

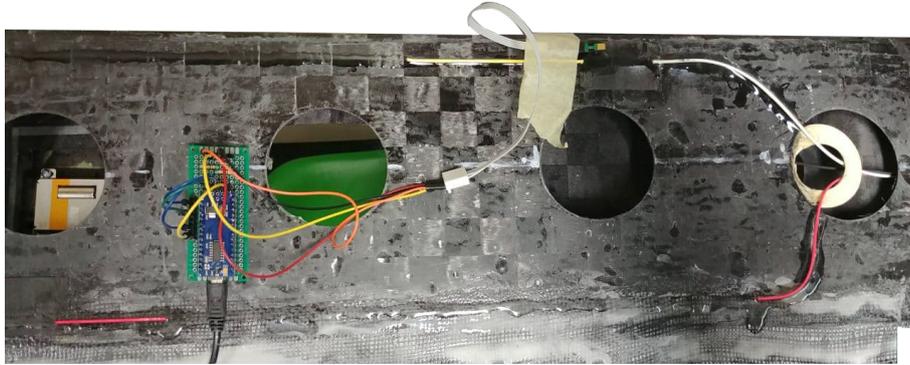
Al fine di effettuare una correlazione tra temperatura e deformazione di ciascun FBG è necessario ottenere il valore di temperatura locale tramite un sensore di temperatura.

Per questo progetto di tesi sono stati utilizzati dei sensori SHT85. Essi sono caratterizzati da una buona accuratezza nella temperatura misurata ed hanno anche una ottima reattività alle variazioni di temperatura.

Tali sensori sono stati interfacciati ad un PC tramite un monitor seriale eseguito tramite una scheda programmabile Arduino nano.

In figura 6.3 è illustrato lo schema di collegamento del sensore alla struttura. Come si può osservare il sensore è posizionato all'estremità di un cavo sufficientemente lungo da posizionarlo accuratamente senza richiedere che la scheda di controllo debba essere in prossimità del sensore.

Per fissare lo strumento di acquisizione della temperatura al componente viene attaccato tramite un pezzo di nastro adesivo evitando però che non venga vincolata in alcun modo la deformazione del punto sul quale viene applicata.



**Figure 6.3:** Sensore di temperatura

## 6.2 Determinazione del centro di taglio

Questa prova ha l'obiettivo di determinare il centro di taglio della porzione centrale del cassone alare.

In questo caso sia l'asse neutro che il centro di taglio sono equivalenti poiché la sezione di questa porzione di struttura è costante lungo l'apertura.

La prova si svolge determinando la freccia agli estremi della corda al tip di questo componente, scomponendo il contributo di freccia della torsione pura ed il contributo associato alla flessione pura.

Il centro di taglio corrisponde ad un punto lungo la corda della sezione che se sollecitato da un carico concentrato produce una deformata esente dal contributo torsionale, producendo delle frecce uguali lungo l'intera corda.

La conoscenza di questo punto è fondamentale per comprendere la risposta strutturale del componente, specialmente quando andranno svolte prove di tipo dinamico. Con lo svolgimento di queste prove sono anche stati acquisiti dei dati relativi agli strain tramite i sensori FBG sul componente. Essi saranno utili per effettuare un confronto tra componente reale e modello in modo da comprendere come al variare della posizione di applicazione del carico variano gli stress all'interno del componente. La prova si è quindi basata sul posizionamento della forza ad una coordinata nota in riferimento al bordo di attacco del cassone lungo la sua corda. Tale posizionamento è stato svolto utilizzando la piastrina di carico descritta nel paragrafo precedente.

Per ciascuna posizione sono stati applicati tre step di carico partendo da 500 grammi e giungendo ad 1.5kg. Ad ogni step sono stati ricavati i valori della freccia agli estremi della corda di estremità.

La differenza di questi due valori di freccia assumerà valori positivi o negativi in base alla posizione del punto di applicazione della forza rispetto al centro di taglio. Il processo viene effettuato 4 volte in posizioni del carico differenti in modo da ricavare questa differenza in punti diversi. Effettuando il fit dei punti date della coordinata (posizione del carico-differenza di frecce) si potrà ricavare la posizione dell'asse neutro per via indiretta.

Si potrebbe pensare di effettuare la procedura di carico solo in due punti per ottenere il risultato della prova ma è preferibile svolgerlo almeno tre volte o più volte per ottenere una maggiore affidabilità del risultato.

Di seguito verranno illustrati i risultati ottenuti dalle misurazioni della freccia al tip.

Con (dx) verrà indicata la freccia misurata sul bordo di attacco del cassone mentre con (sx) la freccia al bordo di fuga.

I valori di freccia associati al carico di 500 grammi non verranno utilizzati per le successive analisi perché affette da un errore che le rende non accettabili ai fini

POSIZIONE [mm]	CARICO [N]	(dx)[mm]	(sx)[mm]	(dx)-(sx)[mm]
17.5	0	0	0	0
	4.905	2.7	3.85	0.15
	9.81	7.4	7.2	0.2
	14.715	10.2	9.68	0.52

POSIZIONE [mm]	CARICO [N]	(dx)[mm]	(sx)[mm]	(dx)-(sx)[mm]
83	0	0	0	0
	4.905	4.5	4.66	-0.16
	9.81	8.92	9.2	-0.28
	14.715	11.7	12.1	-0.4

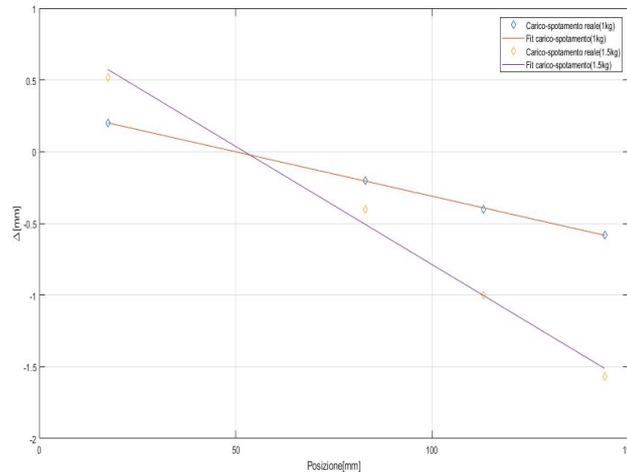
POSIZIONE [mm]	CARICO [N]	(dx)[mm]	(sx)[mm]	(dx)-(sx)[mm]
113	0	0	0	0
	4.905	4.7	4.96	-0.26
	9.81	7.7	8.1	-0.4
	14.715	11.5	12.5	-1

POSIZIONE [mm]	CARICO [N]	(dx)[mm]	(sx)[mm]	(dx)-(sx)[mm]
144	0	0	0	0
	4.905	4.3	4.49	-0.19
	9.81	8.7	9.2	-0.5
	14.715	11.1	12.67	-1.57

del risultato finale.

Gli scostamenti dalla linearità dei dati di sopra elencanti sono principalmente causati da errori nella di misura. Infatti in fase di post elaborazione dei dati ci si è resi conto che per una adeguata determinazione del centro di taglio è necessaria una accuratezza nella misura della freccia di circa 0.2mm. In figura 6.4 sono forniti i grafici dei dati precedentemente tabulati. Con la simbolo  $\Delta$  viene indicata la differenza che precedentemente era stata indicata come (dx)-(sx).

Dalla lettura di questo grafico si può subito notare che i due  $\Delta$  non si annullano nello stesso punto e conseguentemente non viene determinato un punto univoco



**Figure 6.4:** delta torsionale in funzione della posizione del carico

corrispondente al centro di taglio.

Questa differenza deriva degli errori commessi nella misurazione delle frecce.

Nonostante ciò si può concludere che il centro di taglio sia posizionato rispetto al bordo di attacco del cassone alare a:

$$\text{Centro di taglio} = 52 \pm 2\text{mm}$$

Nota a questo punto la posizione del centro di taglio sul componente reale è possibile passare al confronto con i risultati ottenuti tramite il modello agli elementi finiti. La procedura per il calcolo del centro di taglio è analoga a quella utilizzata nella prova reale.

I vincoli applicati sulla struttura nella modellazione è avvenuta tramite dei blocchi alla traslazione dei nodi giacenti in corrispondenza delle zone sulle quali è stato applicato il componente per il vico del componente reale.

La prova è stata eseguita effettuando diversi loadstep con un carico di 14.715N su nodi posizionati nei vari punti di carico utilizzati nella prova reale.

La scelta di utilizzare un solo carico deriva dal fatto che nel caso dell'ambiente FEM non si hanno imprecisioni dovute alla misura e quindi sarebbe stato inutile effettuare le prove nuovamente con un valore di carico differente.

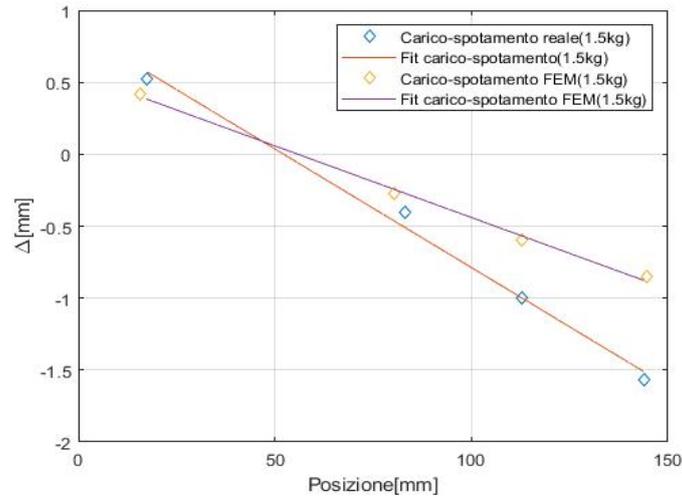
I risultati della prova sono forniti nella tabella 6.1

In questo caso il valore della freccia è noto con elevata accuratezza e quindi i punti ricavati si tendono a distribuire più uniformemente lungo la retta che descrive la torsione della trave alla applicazione del carico da 1.5kg lungo la corda.

In figura 6.5 è mostrato il confronto tra il modello FEM ed i dati reali. La prima

POSIZIONE [mm]	CARICO [N]	(dx)[mm]	(sx)[mm]	(dx)-(sx)[mm]
15.71	14.715	11.01	11.43	0
80.39	14.715	11.45	11.18	-0.19
113	14.715	11.67	11.07	-0.5
144.71	14.715	11.8	10.95	-1.57

**Table 6.1:** Risultati prova centro di taglio FEM



**Figure 6.5:** Confronto della prova reale con quella FEM

osservazione che si può fare è di analizzare il punto in cui la retta interpolata i dati ottenuti dal modello FEM intercetta l'asse delle ascisse per una coordinata leggermente superiore a quella misurata sperimentalmente.

La posizione del centro di taglio nel modello FEM è alla coordinata:

$$Centro\ di\ taglio_{FEM} = 55mm$$

Preso rispetto il bordo di attacco. Tale risultato indica che il centro di taglio della sezione adottata è a circa un terzo della corda essendo essa lunga complessivamente 155mm.

La differenza tra modello e componente reale potrebbe risiedere nelle differenze geometriche dovute ad errori durante la fase di produzione oppure dovute ad errori di misurazione delle frecce.

Nel grafico 6.5 viene evidenziato un secondo fenomeno molto importante di fondamentale importanza.

Si può osservare che la rigidezza torsionale del modello FEM è più elevata rispetto quella del componente reale. Essa viene mostrata dal fatto che l'inclinazione delle due curve è differente e ciò indica che per lo stesso carico applicato nella stessa posizione lungo la corda il grado di torsione del componente reale è maggiore rispetto al modello.

La minore rigidezza del componente reale può essere dovuta al suo processo di costruzione. Quest'ultimo è stato realizzato unendo due sezioni a C realizzando una sezione chiusa.

L'incollaggio tra queste due parti non è perfetto e ciò comporta che in alcune parti della struttura il cassone non si comporta come un componente a sezione chiusa ma come un ibrido tra le due tipologie di sezione producendo un componente con una minore rigidezza torsionale rispetto a quella attesa.

Nel modello agli elementi finiti si è cercato di tenere in conto queste imprecisioni definendo una superficie di incollaggio tra la porzione di dorso e di ventre di questo componente.

Nonostante ciò essa non è in grado di compensare tale difetti perché questa superficie è stata definita con una larghezza di solo 1mm, ossia troppo bassa per considerare le grandi deformazioni che la superficie di incollaggio reale subisce durante la fase di torsione.

Noti questi risultati possibile passare ad effettuare delle considerazioni sulle deformazioni misurate sia all'interno del modello FEM che di quelle misurate tramite gli FBG.

Le acquisizioni ottenute tramite quest'ultimo metodo si basano su misurazioni effettuate con una frequenza di 25 Hz. Conseguentemente gli strain su ciascun punto saranno rappresentati tramite delle curve a gradino dove ciascuno step è associato ad un incremento di 500 grammi della forza applicata. Da queste acquisizioni si può osservare che i dati ottenuti dai sensori  $ch1_{centre}$  e  $ch2_{tip}$  non sono molto affidabili a causa delle motivazioni indicate nella sezione 5.5. Infatti il  $ch1_{centre}$  misura una intensa variazione di strain quando la struttura misura un delta di deformazione tra la condizione di struttura caricata con 500g forza e quella caricata con 1kg forza molto più elevata degli altri due delta di deformazione. Questa condizione è errata perché le prove sono svolte in un campo di deformazione lineare.

Una importante osservazione sui dati fin qui mostrati è che rimuovendo il carico la struttura torna nella condizione iniziale. Conseguentemente si può affermare che la struttura sia esente da fenomeni di isteresi.

Per facilitare la lettura dei grafici, di seguito verranno tabulate le deformazioni raggiunte in ciascun punto per un carico applicato di 1.5kg forza al variare della coordinata di applicazione della forza.

Dalla lettura di questi dati si possono evincere delle importanti osservazioni riguardanti lo stato di deformazione del componente e sulla applicabilità dei sensori

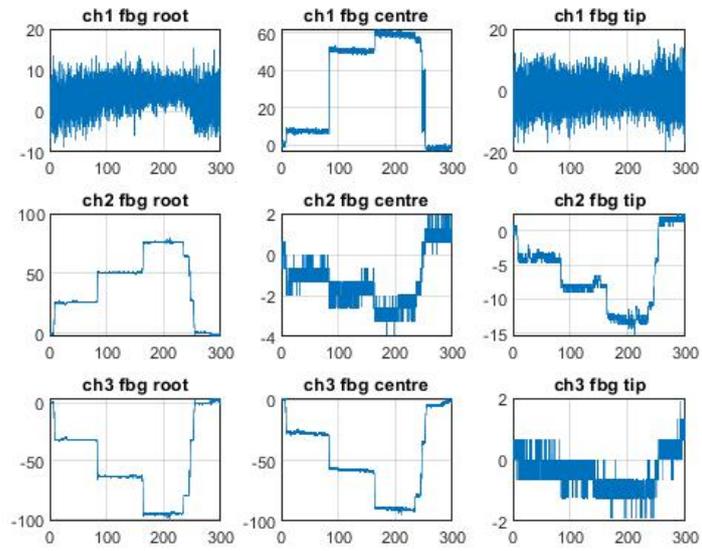


Figure 6.6: Carico posizionato a 17mm dal bordo di attacco del wingbox

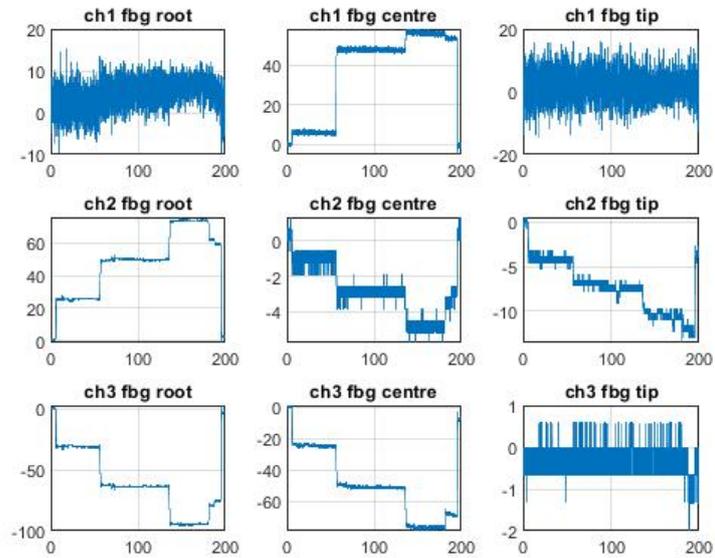


Figure 6.7: Carico posizionato a 80mm dal bordo di attacco del wingbox

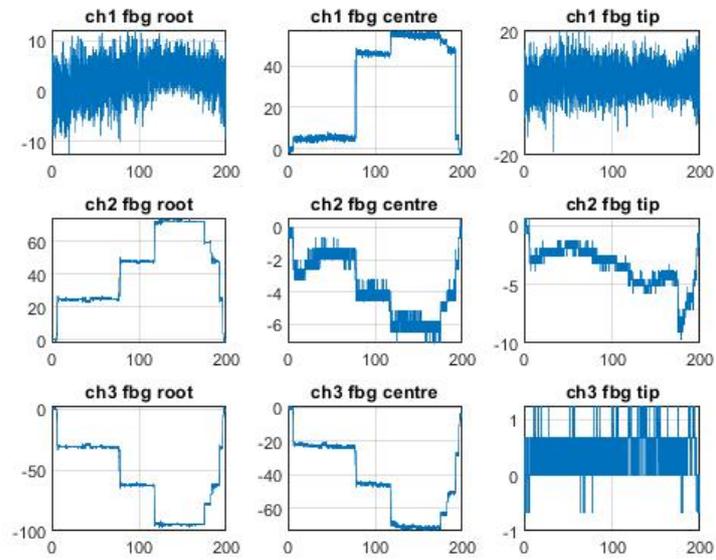


Figure 6.8: Carico posizionato a 113mm dal bordo di attacco del wingbox

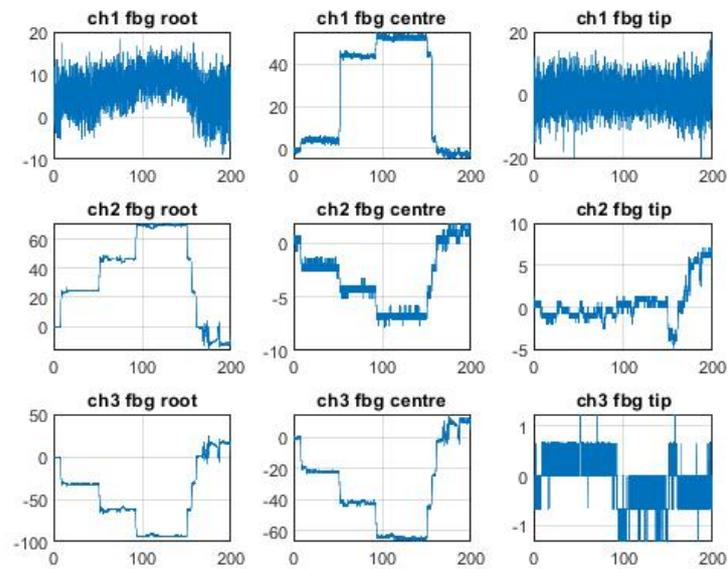


Figure 6.9: Carico posizionato a 14mm dal bordo di attacco del wingbox

POSIZIONE DEL CARICO	17mm	80mm	113mm	144mm
<i>ch1<sub>centre</sub></i>	52.69	49.53	45.7	44.37
<i>ch2<sub>root</sub></i>	51	49.86	48.02	46.1
<i>ch2<sub>tip</sub></i>	-	-	-	-
<i>ch3<sub>root</sub></i>	-64.3	-63.36	-61.36	-61.44
<i>ch3<sub>centre</sub></i>	-57.2	-51.67	-45.71	-43.05

POSIZIONE DEL CARICO	17mm	80mm	113mm	144mm
<i>ch1<sub>centre</sub></i>	59.77	56.2	55.8	54.3
<i>ch2<sub>root</sub></i>	76.8	74.88	72.37	69.19
<i>ch2<sub>tip</sub></i>	-	-	-	-
<i>ch3<sub>root</sub></i>	-95.34	-94.8	-94.67	-93.41
<i>ch3<sub>centre</sub></i>	-88.76	-75.94	-71.44	-63.61

in campo operativo.

Questi valori forniscono una mappatura dello stato di deformazione del componente. Come atteso i valori di deformazione sono massimi alla radice e tendono a decrescere lungo la apertura.

Spostando il carico dal bordo di attacco al bordo di fuga il valore della deformazione misurata sul bordo di attacco diminuisce per via dell'effetto torcente.

Un andamento anomalo viene rilevato per quanto riguarda i *ch2*. In questo caso erano attesi un aumento dei valori di deformazione misurati muovendo il carico verso il bordo di fuga.

Tale anomalia va risolta effettuando ulteriori prove di flessione per comprendere la risposta della struttura alla variazione del punto di applicazione del carico e cercando di capire se tale errore fosse dovuta ad una incorretta procedura di carico. I dati ottenuti dal canale 3 non sono uguali ed opposti rispetto a quelli misurati sul canale 1 perché non sono posti alla stessa coordinata lungo l'apertura, infatti confrontando le posizioni fornite in figura 5.7 e 5.8 si evince come i sensori posti sul ventre siano traslati più verso radice rispetto quelli sul dorso.

Un altro motivo per il quale questi dati sono differenti da quelli sul dorso è dovuto al contributo della torsione.

Una seconda osservazione che può essere svolta sui dati ottenuti sul *ch2* è che cambiando la posizione del carico si ha una variazione dei dati acquisiti molto più intensa per l'FBG centrale che per quello posto alla radice.

Tale differenza può essere spiegata dal fatto che l'effetto della torsione diventa sempre più rilevante muovendosi verso il tip.

Una interessante analisi deriva del confronto con gli strain misurati dell'ambiente di sviluppo agli elementi finiti.

In tabella 4.12 sono fornite le deformazioni di Von Mises misurate nel modello FEM. Associato a ciascun dato è stato anche fornito l'element id  $E_{id}$  dell'elemento

<b>POSIZIONE DEL CARICO</b>	<b>17mm</b>	<b>80mm</b>	<b>113mm</b>	<b>144mm</b>
$ch1_{centre} (E_{id} = 28650)$	95.03	89.24	84.88	81.4
$ch2_{root} (E_{id} = 28359)$	60.52	70.88	77.57	79.28
$ch2_{tip} (E_{id} = 30492)$	13.8	28.24	36.1	45.68
$ch3_{root} (E_{id} = 33787)$	-103	-99.62	-97.65	-95.95
$ch3_{centre} (E_{id} = 12063)$	-63.21	-60.91	-58.2	-56.5

**Table 6.2:** Deformazioni nel modello FEM

corrispondente alla posizione del relativo sensore FBG.

Le deformazioni qui mostrate sono più elevate rispetto a quelle ottenute dai sensori. Anche in questo caso si osserva che muovendosi verso il tip, la differenza di deformazione per ciascun punto di applicazione del carico si fa sempre più rilevante. Spostando il carico dal tip al bordo di fuga si nota come le deformazioni misurate dal ch1 tendono ad aumentare mentre quelle misurate dal ch2 tendono a diminuire.

## 6.3 Caratterizzazione termica dei sensori FBG

In questa sezione verrà fornita una descrizione di alto livello delle prove svolte per caratterizzare dal punto di vista termico ciascuno dei sensori, correlando la lunghezza d'onda misurata dal sensore con la temperatura locale dell'FBG.

Maggiori informazioni potranno essere trovate all'interno di un altro progetto di tesi<sup>1</sup>. Conoscere il campo termico attorno al corpo è fondamentale per poter effettuare la compensazione termica, ossia scorporare il contributo dovuto alla deformazione termica del componente da quella indotta da un carico meccanico.

In volo questo aspetto è di fondamentale importanza perché si è costantemente esposti ad un ambiente in cui la temperatura varia con molta rapidità e se non venissero rilevate tali deformazioni termiche i risultati sarebbero molto imprecisi. Si potrebbe pensare di effettuare questo scorporo del contributo termico semplicemente prendendo il valore di deformazione misurato in corrispondenza di un sensore connesso alla struttura e sottraendolo a quello misurato da un FBG non direttamente connesso alla struttura.

Tale metodo sarà applicato nella prossima sezione e potrà essere utilizzato in molti casi tranne che per quelli in cui sia ha un campo di temperature molto variabile sulla superficie dell'ala.

In questi casi è preferibile ricavare il campo di temperature sul corpo utilizzando gli FBG non direttamente connessi al componente e successivamente prendendo il dato di temperatura in un punto in cui giace l'FBG connesso alla struttura sarà possibile sottrarre al suo valore di deformazione il contributo dovuto alla temperatura.

Questa differenza verrà svolta ragionando in termini di lunghezze d'onda invece che in termini di strain semplicemente perché è più facile controllare questo dato.

$$\Delta\lambda_{tot} - \Delta\lambda_{termico} = \Delta\lambda_{meccanico} \quad (6.1)$$

Per questo motivo sarà necessario ricavare per ciascun FBG il parametro  $K_T$  nell'equazione:

$$\Delta\lambda = K_T \Delta T + q \quad (6.2)$$

che il parametro  $K_\lambda$  nella relazione inversa:

$$\Delta T = K_\lambda \Delta\lambda + q \quad (6.3)$$

La prima equazione sarà utile nell'effettuare la compensazione termica, ossia conoscendo il valore di temperatura in un punto sarà possibile ricavare il valore di  $\Delta\lambda$  da sottrarre a quello totale per ricavare il  $\Delta\lambda$  meccanico.

La seconda relazione invece sarà utile per ricavare la temperatura tramite un FBG

---

<sup>1</sup>[Bertuccelli Marco, 2021] Master Thesis

e partendo dalla variazione di lunghezza d'onda misurata.

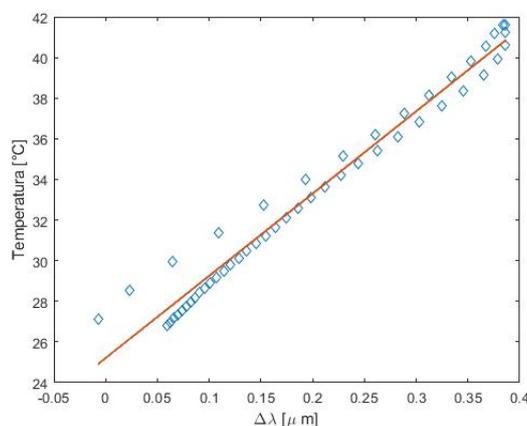
Per calcolare il parametro  $k_T$  verranno svolti i seguenti passi:

- Tramite una sorgente di calore (resistenza elettrica o camera termica descritta nella sezione 6.1) viene riscaldata la porzione di struttura che si intende caratterizzare.

Nel caso in cui venga utilizzata la resistenza, una volta raggiunta la temperatura di  $40\text{ }^\circ\text{C}$ , l'interruttore viene spento ed il corpo viene lasciato libero di raffreddarsi poiché non è possibile mantenere la temperatura della sorgente di calore ad un valore costante per molto tempo.

Quando invece viene adottata la soluzione della camera termica, raggiunta la temperatura di  $40\text{ }^\circ\text{C}$  la si cerca di mantenere ad una temperatura fissa in modo di lasciar libera la struttura di rispondere a tale carico termico.

- Tramite un sensore di temperatura vengono costantemente registrati i valori di temperatura sulla struttura per poter correlare il valore di temperatura alla variazione di lunghezza d'onda indotta dalla deformazione.
- Tramite lo strumento di acquisizione vengono ricavati i dati relativi ai  $\Delta\lambda$  di ciascun FBG.
- A questo punto si effettua una interpolazione dei dati ottenuti per ricavare le funzioni  $\Delta\lambda(t)$  e  $\Delta T(t)$  in modo da poter associare per ciascun istante il valore di  $\Delta\lambda$  a quello di  $\Delta T$  ottenendo i punti in figura 6.10. Effettuando



**Figure 6.10:** fit dei dati  $\Delta\lambda - T$

l'interpolazione lineare di questi punti si ottiene il valore di  $k_T$  associato allo specifico metodo con il quale è stato fornito il calore.

Per poi ricavare i coefficienti  $k_{lambda}$  basta utilizzare l'equazione:

$$k_{\lambda} = \tan\left(\frac{\pi}{2} - \arctan k_T\right) \quad (6.4)$$

Dalla applicazione dei coefficienti appenda descritti sono stati ottenuti i seguenti coefficienti:

	ROOT	CENTER	TIP
<b>CH1</b>	24.17	26.82	29.71
<b>CH2</b>	14.39	41.76	33.81
<b>CH3</b>	-	-	-

**Table 6.3:**  $k_{\lambda}$  ottenuto con la procedura basata sulla conduzione

	ROOT	CENTER	TIP
<b>CH1</b>	52.84	72.04	74.73
<b>CH2</b>	36.017	84.049	66.48
<b>CH3</b>	-	-	-

**Table 6.4:**  $k_{\lambda}$  ottenuto con la procedura basata sulla convezione

	ROOT	CENTER	TIP
<b>CH1</b>	0.0405	0.0364	0.032
<b>CH2</b>	0.068	0.023	0.0287
<b>CH3</b>	-	-	-

**Table 6.5:**  $k_T$  ottenuto con la procedura basata sulla conduzione

	ROOT	CENTER	TIP
<b>CH1</b>	0.0181	0.0130	0.0125
<b>CH2</b>	0.0269	0.0111	0.0142
<b>CH3</b>	-	-	-

**Table 6.6:**  $k_T$  ottenuto con la procedura basata sulla convezione

Dalla lettura di questi risultati si può notare che fornendo uno stesso  $\Delta T$  con il metodo convettivo la struttura subisce una minore deformazione rispetto al metodo conduttivo.

La motivazione di questa differente risposta del sistema può essere associata al modo in cui l'energia termica viene fornita al corpo.

Nel primo caso il calore viene trasmesso in maniera molto distribuita su una superficie elevata mentre con il secondo metodo l'energia viene convogliata in una porzione molto ristretta della superficie e conseguente si ha una maggiore deformazione di quella porzione di struttura.

Pur fornendo due risultati differenti i due metodi forniscono dati utili a future sperimentazioni.

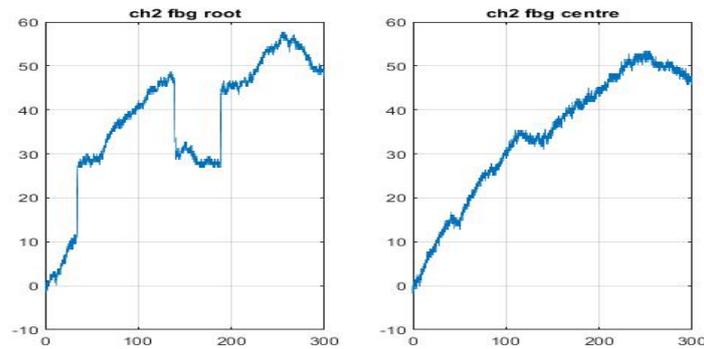
I coefficienti ottenuti tramite il metodo convettivo possono essere utilizzati per misurare variazioni di temperatura sul cassone alare quando quest'ultimo è esposto all'irraggiamento solare mentre l'altro fornisce la risposta del sistema a sorgenti concentrate di calore come possono essere delle batterie a contatto con la superficie del cassone alare.

## 6.4 Procedure per la compensazione termica

Nella precedente sezione sono state indicate due procedure utili ad effettuare la compensazione termica delle misurazioni di deformazione.

In questo paragrafo verranno applicati entrambi i metodi su delle prove svolte esponendo la struttura al sole per apportare una variazione uniforme della temperatura sull'intero componente strutturale e contemporaneamente applicando 3 step di carico da 500 grammi forza in una posizione nota lungo l'apertura alare.

Entrambe le prove verranno svolte utilizzando unicamente le letture ottenute da  $CH2_{root}$  e  $CH2_{tip}$  e riportate in figura 6.12. In questa figura si può osservare la



**Figure 6.11:** Acquisizioni  $CH2_{root}$  e  $CH2_{center}$  con sollecitazioni termiche e meccaniche

deformazione indotta dal campo di temperature sul  $CH2_{center}$  e quella indotta dalla combinazione dei due effetti sul  $CH2_{root}$ .

Il risultato atteso è la deformata prodotta unicamente dal carico meccanico su  $CH2_{root}$ .

### 6.4.1 Metodo basato sui coefficienti $k_T$ e $k_\lambda$

Il primo passo per applicare questo metodo è di ricavare l'andamento delle temperature sul componente.

A questo scopo verrà ricavata la temperatura utilizzando la relazione:

$$T = k_\lambda \Delta\lambda + T_0 \quad (6.5)$$

e sostituendo a  $k_\lambda$  il valore ottenuto nella sezione precedente per l'FBG centrale sul canale 2 ed il  $\Delta\lambda$  misurato da questo sensore.

Il valore  $T_0$  è stato ricavato tramite un sensore di temperatura attivato all'inizio

della prova.

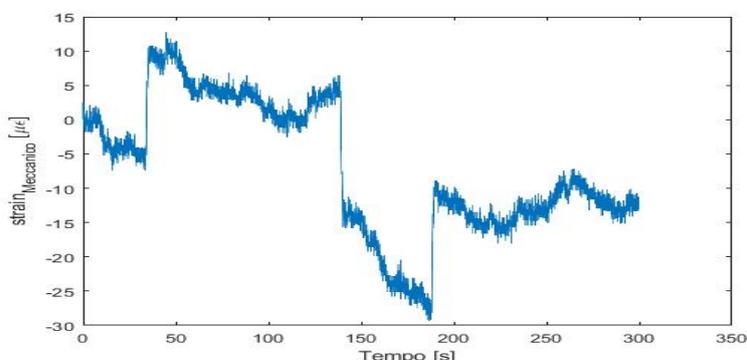
Nota a questo punto la temperatura agente sul componente ed assumendo che quest'ultima sia uguale per tutto il corpo sarà possibile ricavare la variazione di lunghezza d'onda indotta dal profilo di temperatura sull'FBG associato a  $CH2_{root}$  tramite l'equazione:

$$\Delta\lambda_{Termico} = k_T \Delta T \quad (6.6)$$

Dove il  $k_T$  è il parametro di correlazione temperatura- $\Delta\lambda$  per l'FBG di radice. Sottraendo questo valore alla variazione di lunghezza d'onda misurata dal sensore  $CH2_{root}$

$$\Delta\lambda_{Meccanico} = \Delta\lambda_{Tot} - \Delta\lambda_{Termico} \quad (6.7)$$

e successivamente convertendo tale variazione di lunghezza d'onda in una variazione di strain si ottiene il seguente risultato: Tanto più il profilo di temperature è



**Figure 6.12:** Risultato della compensazione con il metodo 1

uniforme sul corpo e tanto più sarà accurata la compensazione.

Tale metodo pur essendo abbastanza accurato richiede uno studio molto approfondito dei coefficienti di correlazione svolgendo molteplici prove per effettuare una loro corretta determinazione.

#### 6.4.2 Metodo basato sulla differenza tra le deformazioni misurate

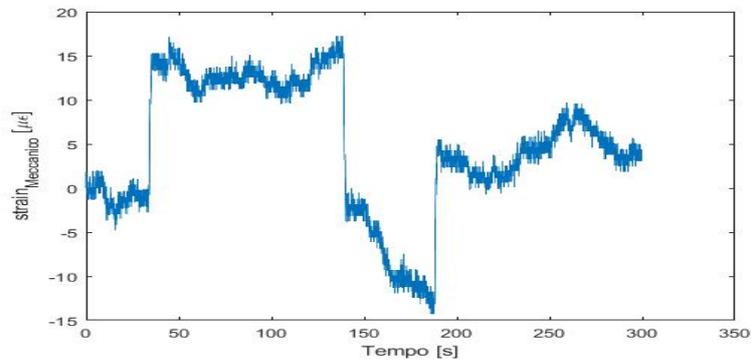
Questo secondo metodo è più semplice del precedente ma può rivelarsi altrettanto efficace.

Grazie alla presenza di sensori FBG connessi a piastrine in composito che non subiscono la deformazione meccanica si può direttamente ricavare la deformazione dovuta al carico termico.

Nota questa componente di deformazione, è possibile sottrarre tale valore dal

deformazione totale misurata da un FBG connesso alla struttura e conseguentemente ricavare il valore di  $\epsilon_{meccanico}$ .

Il risultato ottenuto dalla applicazione di questo metodo agli stessi FBG utilizzati nella precedente sottosezione si ottiene il risultato mostrato in figura 6.13 Questo



**Figure 6.13:** Risultato della compensazione con il metodo 2

metodo metodo pur essendo più semplice rispetto al caso precedente si è rivelato anche più efficace.

Ulteriori prove andranno svolte per comprendere la applicabilità di questi metodi in molteplici condizioni operative.

# Chapter 7

## Conclusioni

In questo progetto sono stati trattati molteplici aspetti relativi alla implementazione di sensori FBG su di un velivolo sperimentale per il monitoraggio strutturale.

Sin dalle prime fasi del progetto era prevista l'implementazione di questi sensori e per questo motivo molte scelte progettuali sono state prese per favorire questo processo.

Sin dalle prime fasi della produzione del prototipo ci si è resi conto di quanto tale operazione fosse complessa, richiedendo l'impegno dell'intero team. Durante la produzione del cassone alare si hanno affrontato numerose problematiche legate alle ingenti dimensioni dell'ala.

Lavorando con un componente dalle dimensioni di circa 5 metri è stato molto complicato garantire un ottimo livello di accuratezza sull'intera parte a causa dei molteplici fattori che influenzano il risultato finale. Tra queste vi sono aspetti legati alla planarità del pavimento sul quale è stata effettuata la laminazione oppure complicazioni legate alla creazione di tensioni interne al materiale durante la cura del laminato.

Seppur non perfetto, il risultato finale è stato più che sufficiente per la implementazione di sensoristica innovativa sul componente e per lo svolgimento delle prove per la calibrazione e la messa in opera dei sensori.

Dalle prime prove sperimentali sull'ala è stato rilevato che la struttura è in grado di supportare i carichi operativi in volo con sufficiente grado di sicurezza e per questo motivo si è confidenti che la struttura realizzata può essere utilizzata per le prime prove di volo.

Contemporaneamente alla realizzazione del componente è stato sviluppato il suo "digital twin".

Tale componente consentirà di poter effettuare operazioni di prognostica sia della struttura che degli equipaggiamenti custoditi nell'ala tramite algoritmi in grado di prevedere la risposta del sistema basandosi sulla simulazione di molteplici casistiche al quale il velivolo può essere soggetto.

Anche tale operazione non è stata affatto banale da svolgere. La realizzazione di un modello molto accurato richiede un elevato numero di parametri che spesso non sono facilmente ricavabili ed anche quando lo sono non è detto che il risultato finale sia immediatamente riconducibile al comportamento reale del componente analizzato. Numerose prove hanno consentito di ottenere un risultato molto prossimo a quello reale ma non ancora propriamente adatto per le operazioni di prognostica.

In futuro sarà necessario aumentare il grado di accuratezza del processo di testing in modo da apportare migliorie al modello in modo da essere sicuri che i risultati ottenuti dalle analisi possano essere ritenuti sufficientemente affidabili rispetto alla reale risposta del sistema.

Il modello dovrà essere migliorato per raggiungere un maggior grado di somiglianza dal punto di vista delle deformazioni interne.

Dalle prove di flessione torsione è risultato come il modello agli elementi finiti sia più rigido rispetto quello reale dal punto di vista della deformata e meno rigido dal punto delle deformazioni.

Per questo motivo bisognerà apportare modifiche al modello definendo in maniera più accurata l'area di incollaggio tra dorso e ventre del cassone e realizzando una mesh più fine sull'intero componente.

L'implementazione dei sensori FBG è stata portata al termine, strumentando l'intera semiala destra in modo da poter ricavare informazioni utili sia per gli aspetti termici che per quelli meccanici della struttura.

Sono state apprese numerose nozioni per una corretta implementazione di questi sensori come l'importanza di un corretto fusion splicing e la necessità di prestare particolare cura nella applicazione della resina per evitare perdite di tensione sulla fibra ottica dopo la rimozione del precarico.

Sono state fatte numerose prove per la caratterizzazione di questi elementi sia cercando di comprendere la loro risposta alle sollecitazioni meccaniche che a quelle termiche.

La complessità nell'allestimento di prove sperimentali per la caratterizzazione dei sensori è di per se un progetto complesso.

I numerosi fattori che influenzano la loro risposta rende questa operazione un problema a molte variabili ed isolarne solo una rispetto alle altre richiede equipaggiamenti molto complessi.

Nonostante ciò sono state svolte numerose prove che hanno fornito dati per una buona interpretazione della risposta del componente in condizioni operative.

# Bibliography

- [1] Emanuele Frediani. «Studio di una configurazione di sensori ottici per monitoraggio strutturale e applicazioni prognostiche= Study of an optical sensors configuration for structure monitoring and prognostic applications». PhD thesis. Politecnico di Torino, 2020 (cit. on p. 2).
- [2] SeungJae Hwang, SangGon Kim, and YungGyo Lee. «Developing high altitude long endurance (HALE) solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV)». In: *Journal of Aerospace System Engineering* 10.1 (2016), pp. 59–65 (cit. on p. 12).
- [3] Caterina Casavola, Alberto Cazzato, Vincenzo Moramarco, and Carmine Pappalettere. «Orthotropic mechanical properties of fused deposition modelling parts described by classical laminate theory». In: *Materials & design* 90 (2016), pp. 453–458 (cit. on p. 31).
- [4] Branislav Duleba, L’udmila Dulebová, and Emil Spišák. «Simulation and evaluation of carbon/epoxy composite systems using FEM and tensile test». In: *Procedia Engineering* 96 (2014), pp. 70–74 (cit. on p. 34).
- [5] Seng C Tan. «Analysis of ASTM D 3410 Compression test specimens». In: *AIAA journal* 29.8 (1991), pp. 1344–1346 (cit. on p. 40).
- [6] Lucas FM Da Silva and RD Adams. «Measurement of the mechanical properties of structural adhesives in tension and shear over a wide range of temperatures». In: *Journal of Adhesion Science and Technology* 19.2 (2005), pp. 109–141 (cit. on p. 41).
- [7] Pierre Leclerc, Jean-Pierre Huignard, Michel Papuchon, and Claude Peuch. «Monomodal optical fiber hydrophone operating by the elasto-optical effect». In: *The Journal of the Acoustical Society of America* 72.6 (1982), pp. 2048–2049 (cit. on p. 57).
- [8] Paulo Antunes, Fátima Domingues, Marco Granada, and Paulo André. *Mechanical properties of optical fibers*. INTECH Open Access Publisher, 2012 (cit. on p. 58).

- [9] *[HBM]-FBG basic principles*. <https://www.hbm.com/en/4596/what-is-a-fiber-bragg-grating/>. Accessed: 10/2021 (cit. on p. 61).
- [10] Limin Xiao, MS Demokan, Wei Jin, Yiping Wang, and Chun-Liu Zhao. «Fusion splicing photonic crystal fibers and conventional single-mode fibers: microhole collapse effect». In: *Journal of lightwave technology* 25.11 (2007), pp. 3563–3574 (cit. on p. 64).
- [11] Cristian Secci. «Monitoraggio strutturale con sensori Fibre Bragg Grating= Structural health monitoring with Fibre Bragg Grating sensors». PhD thesis. Politecnico di Torino, 2019 (cit. on p. 70).