

POLITECNICO DI TORINO

Corso Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



**Politecnico
di Torino**

Tesi Magistrale

**Misura sperimentale delle frequenze
naturali tramite sensori FBG e confronto
con il modello agli elementi finiti**

Supervisori

Prof. Paolo MAGGIORE
Ing. Giovanni GIORDANO
Dott. Alessandro AIMASSO

Candidato

Andronico Francesco

Dicembre 2025

Indice

Introduzione	2
1 Lo stato di salute delle strutture	3
1.1 Materiali Compositi	3
1.1.1 Fasi di rinforzo	3
1.1.2 Matrici	5
1.2 Materiali compositi utilizzati nel settore aerospaziale	7
1.3 La sicurezza e l'affidabilità in campo Aerospaziale	8
1.4 Stato di Salute delle strutture Composite	9
1.4.1 Metodi di monitoraggio	11
1.5 Structural Health Monitoring (SHM)	13
1.5.1 Confronto metodi di monitoraggio continuo	14
1.6 Applicazione al caso di studio: la piastra in materiale composito . .	16
2 Fibra ottica e Sensori	17
2.1 La fibra ottica	17
2.1.1 Principi fisici della propagazione nella fibra ottica	17
2.1.2 Struttura della fibra ottica e classificazione dei principali tipi .	20
2.1.3 Vantaggi e limitazioni delle fibre ottiche	22
2.1.4 Perdite	23
2.2 Sensori	25
2.2.1 FBG	26
3 Analisi Modale	31
3.1 Frequenza naturale	31
3.1.1 Importanza dei modi	32
3.1.2 Utilizzo delle frequenze naturali e delle forme modali nel SHM	34

3.2	Caso studio: modello FEM della piastra	35
3.2.1	Geometria della piastra	35
3.2.2	Creazione del modello	36
3.2.3	Risultati del modello	39
3.2.4	Selezione dei punti per la linea di misura	42
3.2.5	Studio di convergenza della Mesh	44
3.2.6	Condizioni al contorno	45
3.3	Analisi modale preliminare del monoscocca	45
3.3.1	Creazione del modello	46
3.3.2	Risultati del modello	47
4	Creazione della linea di misura	50
4.1	Creazione della linea di misura tramite splicing	50
4.1.1	Scelta delle Fibre	51
4.1.2	Preparazione delle fibre	54
4.1.3	Allineamento e giunzione	55
4.1.4	Protezione della giunzione	56
4.1.5	Crescita della catena di Sensori	56
5	Prima Campagna Sperimentale	57
5.1	Setup del test	57
5.1.1	Attrezzatura e software utilizzati	57
5.1.2	Posizionamento sensori e punti di impatto	58
5.1.3	Parametri di acquisizione	59
5.1.4	Procedura sperimentale	59
5.2	Elaborazione dei dati	60
5.3	Risultati della prova	60
5.3.1	Discussione Risultati Accelerometri	62
5.3.2	Discussione Risultati FBG	63
6	Seconda Campagna Sperimentale	64
6.1	Setup secondo Test	64

6.1.1	Parametri di acquisizione	65
6.2	Elaborazione dei dati	66
6.3	Risultati della prova	67
7	Analisi Risultati Secondo Test	69
7.1	Errori della prova sperimentale	74
8	Conclusioni	76
9	MATLAB: Funzione fattori di partecipazione	78
10	MATLAB: Codice per estrarre le matrici	80
11	MATLAB: Codice finale per ottenere i fattori di partecipazione del caso in esame	83
12	MATLAB: Codice per convertire i file .log in file .Mat	84
13	MATLAB: Codice per plottare i risultati ottenuti dai test con FBG	87
Bibliografia		92

Introduzione

Il presente lavoro di Tesi è stato svolto per conto di NewRoboticArm Srl presso il sito produttivo di un'azienda impegnata nella produzione di Hypercar. In particolare, l'azienda si sta concentrando su un'auto, con telaio e monoscocca completamente in fibra di carbonio.

I materiali compositi hanno ricevuto molteplici attenzioni negli ultimi anni, grazie alle loro proprietà. L'utilizzo di materiali come quelli in fibra di carbonio permette infatti di avere strutture con ottime qualità meccaniche, limitando al contempo il peso.

Caratteristica che ha portato al loro utilizzo sia nel settore automobilistico, come appunto nell'azienda sopracitata, sia in campi come quello spaziale e aeronautico, dove la leggerezza comporta costi operativi più bassi e permette di aumentare il payload e il flight range.

Nonostante gli innumerevoli vantaggi dei materiali in fibra di carbonio, l'utilizzo di materiali compositi comporta incertezze sullo stato di salute della struttura, che deve quindi essere monitorata attentamente.

Esistono diversi tipi di sensori per fare ciò, ma particolarmente interessanti sono i sensori *Fiber Bragg Grating* (FBG), installati sulla fibra ottica e integrabili nel composito. Questi sensori permettono, infatti, di analizzare le condizioni della struttura a partire dalle deformazioni del reticolo.

Lo scopo della Tesi è quindi sviluppare un metodo di monitoraggio e validazione a partire dai sensori FBG su una piastra, in modo tale che lo stesso metodo possa essere utilizzato su strutture più grandi e complesse, siano esse in campo aerospaziale o automobilistico.

La tesi è strutturata in 8 capitoli, così suddivisi:

- Capitolo 1: *"Lo stato di salute delle strutture composite"*, in cui si introducono i materiali compositi, la loro struttura e caratteristiche, nonché l'andamento del loro utilizzo e il motivo per cui necessitano di monitoraggio.
- Capitolo 2: *"Fibra ottica e Sensori"*, in cui si descrive approfonditamente la struttura della fibra ottica, il suo principio di funzionamento e i vantaggi e svantaggi del suo utilizzo. Viene infine fornita una panoramica sui sensori interni alla fibra, per poi concentrarsi sui sensori FBG, sul loro funzionamento e su come vengono realizzati.

- Capitolo 3: *"Analisi modale"*, in cui si introducono le frequenze naturali e l'analisi modale, si fornisce un introduzione teorica su come funziona e perchè può essere utile nel monitoraggio delle strutture. Nella seconda parte del capitolo vengono riportate informazioni sulle strutture analizzate, i loro modelli FEM e i risultati.
- Capitolo 4: *Creazione della linea di misura*, in cui viene descritta la creazione della linea di misura a partire dalla scelta delle fibre. Vengono inoltre presentati i vantaggi e svantaggi del metodo di realizzazione adottato.
- Capitolo 5: *Prima Campagna Sperimentale*, in cui viene posta l'attenzione sul setup sperimentale, il commento dei dati ottenuti e perchè hanno portato a una seconda Campagna sperimentale.
- Capitolo 6: *Seconda Campagna Sperimentale*, in cui vengono descritte le differenze con la Prima campagna, il metodo di elaborazione dei dati e un primo commento generale dei risultati.
- Capitolo 7: *Analisi Risultati del Secondo Test*, in cui vengono analizzati i modi uno alla volta in modo da verificare che vi sia coerenza in tutti i risultati ottenuti
- Capitolo 8: *Conclusioni*, in cui si parla in modo sintetico dei limiti del metodo, dei risultati ottenuti e delle possibili future evoluzioni.

1 Lo stato di salute delle strutture

1.1 Materiali Compositi

I materiali compositi sono materiali ottenuti dalla combinazione di due o più *fasi*, cioè materiali costituenti, caratterizzati da proprietà fisiche differenti, che rimangono chimicamente distinti.

Le fasi interagiscono in modo tale che le loro caratteristiche contribuiscono a realizzare un materiale con proprietà uniche, differenti da quelle di entrambi i costituenti.

Comunemente, è possibile individuare una fase chiamata *matrice* di supporto, mentre le rimanenti fasi all'interno della matrice agiscono come *rinforzo*.

Le proprietà dei compositi risultanti dipendono dai materiali di partenza, ma anche dalla geometria, dall'interfaccia tra le fasi e dalla distribuzione e orientamento di queste ultime. Le fasi dei compositi, infatti, non perdono la loro identità, ma rimangono distinguibili nella struttura finale; è la loro sinergia a caratterizzare le proprietà finali del composito.

Nei paragrafi successivi si analizzeranno i diversi tipi di fasi e i loro contributi, in modo da capire perché i compositi sono così utilizzati in contesti che richiedono alte prestazioni.

1.1.1 Fasi di rinforzo

Le fasi di rinforzo hanno la funzione di variare le proprietà della matrice; in base al rinforzo, infatti, possono variare sia le proprietà meccaniche, tra cui il modulo elastico, la durezza e la tenacità, sia proprietà come la conducibilità termica ed elettrica.

Le proprietà della fase di rinforzo variano in funzione di

- Forma della fase, che può essere composta, ad esempio, da fibre, particolato o scaglie.
- Materiale della fase, particolarmente variegati; ma possibili esempi sono Vetro, Aramidi e carbonio

Per quanto riguarda la forma, le più utilizzate nel settore aerospaziale sono le fibre oppure, in contesti specifici, il particolato.

Il particolato, comunemente utilizzato per incrementare proprietà come la resistenza all'impatto del materiale o per modificarne la conducibilità, che può essere termica, elettrica o entrambe, è costituito da un insieme di solidi granulari dispersi nella matrice.

Il materiale del particolato è scelto in base alle caratteristiche finali richieste. Nel campo aerospaziale, in genere, si usano particelle ceramiche quando è richiesta alta durezza, ma anche elevate stabilità termica e resistenza all'abrasione; particelle metalliche per migliorare la conduttività termica ed elettrica e particelle polimeriche per migliorare le proprietà di assorbimento dell'energia meccanica e di smorzamento.

Le fibre, invece, sono assimilabili a strutture unidimensionali e contribuiscono ad aumentare la forza e la rigidezza del composito nella direzione della loro lunghezza. Il tutto riuscendo a mantenere un ottimo rapporto forza-peso.

Analogamente al particolato, il materiale dipende dalle caratteristiche di interesse. Tra le più utilizzate, ci sono le fibre in Kevlar (aramidiche), utili nei casi in cui sono richieste alte resistenze all'abrasione e all'impatto, e le fibre in carbonio, che possiedono una forza molto elevata, alta rigidezza, resistenza all'impatto e conduttività termica, il tutto mantenendo un peso ridotto.

A causa della loro natura unidimensionale le fibre non vengono disperse nella matrice come il particolato ma vengono integrate come raffigurato in figura 1.1

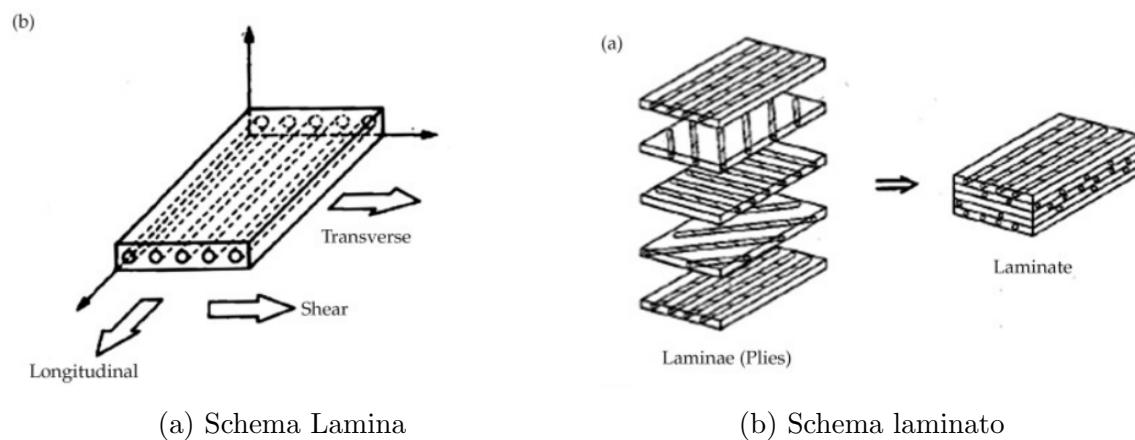


Figura 1.1: Composizione di un laminato 1.1b a partire da lamine in composito 1.1a [1]

Infatti, le fibre vengono orientate in una o, al più, due direzioni, in modo da ottenere una *lamina* molto rigida lungo le direzioni di orientamento, a discapito dei miglioramenti nelle altre direzioni.

A partire dalle lamine, viene poi ottenuta la struttura vera e propria attraverso un processo di *layup* in cui le lamine, con opportuno orientamento, vengono unite insieme per agire come un unico elemento strutturale.

L'utilizzo di lamine e laminati ha l'ulteriore vantaggio di poter gestire, durante la fase di design, il rinforzo ottenuto dalle fibre per rendere più resistenti solo le direzioni di carico principali, portando a un ulteriore risparmio di peso[2].

Come facile intuire dagli esempi posti finora, le possibilità di scelta tra i materiali di rinforzo sono incredibilmente ampie, e approfondirle ulteriormente esula dall'obiettivo di questa tesi.

Da questo momento in poi, il focus rimarrà sui compositi rinforzati con fibre di carbonio, che, come verrà mostrato nel paragrafo 1.2, sono tra i più utilizzati in campo aerospaziale.

1.1.2 Matrici

Il ruolo principale della matrice è quello di mantenere in posizione le fibre e, al contempo, trasmettere il carico tra di esse. In base al materiale della matrice, è realizzata una delle possibili classificazioni dei compositi; si distinguono infatti i compositi a matrice metallica(MMC), i compositi carbon/carbon(C/C), i compositi a matrice ceramica(CMC) e i compositi a matrice polimerica (PMC).

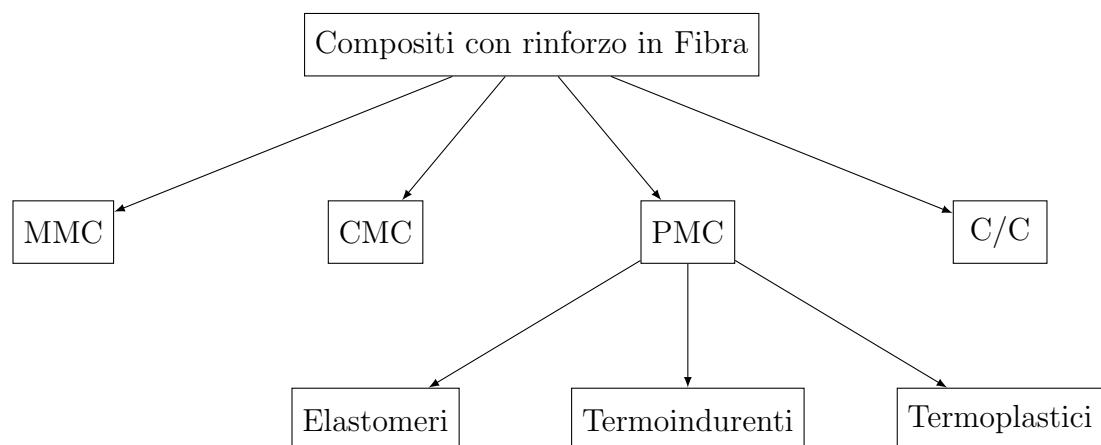


Figura 1.2: Schema di classificazione basato sulle matrici per materiali compositi in Fibra

Nonostante tutti i compositi in figura 1.2 trovino applicazioni nel campo aerospaziale, molti sono utilizzati in contesti specifici o particolarmente sfidanti, rendendo i compositi a matrice polimerica, su cui ci concentreremo, i più utilizzati per la costruzione di strutture aerospaziali[3].

Matrici polimeriche

Sono matrici caratterizzate da pesi relativamente bassi, nonostante le notevoli proprietà meccaniche, il che le rende particolarmente appetibili per i settori aerospaziale e automobilistico. Le matrici polimeriche possono essere:

- **Elastomeri:** Polimeri che hanno un comportamento meccanico fortemente elastico; vengono usati per applicazioni secondarie.
- **Termoindurenti:** Polimeri che hanno ottime capacità meccaniche e possono essere utilizzati anche ad alte temperature senza eccessive perdite di rigidezza strutturale. Infatti, durante la fase di cura, si forma un reticolo 3D attraverso una reazione chimica irreversibile che porta a un prodotto rigido che non può essere rimodellato. Alcuni esempi sono le resine epossidiche, fenoliche e poliestere.
- **Termoplastiche:** Polimeri che possono essere riscaldati e rimodellati nuovamente senza compromettere la qualità in modo significativo. Questa loro caratteristica permette il riciclo del materiale in modo più semplice; sono quindi al centro di numerosi studi. Esempi di termoplastici sono il polietilene, il polipropilene e il PEEK.

La matrice polimerica, avvolgendo le fibre, oltre a tenerle in posizione, crea una fase continua che le stabilizza in compressione, fornendo supporto laterale. In questo modo, riesce a bilanciare la fragilità di alcuni materiali di rinforzo, migliorando la resistenza del composito.

Essa contribuisce sia a ridurre la propagazione delle fratture, sia a migliorare la resistenza alla delaminazione. [4]

Inoltre, le matrici polimeriche hanno un'alta bagnabilità che permette una forte adesione tra matrice e fibra; Questa è una caratteristica fondamentale, in quanto assicura uno scambio dei carichi efficace e il corretto svolgimento dei compiti della matrice, influenzando le performance finali del composito.

Infine, avvolgendo le fibre, la matrice riesce a fungere anche da barriera, aumentando la resistenza agli impatti e schermendo le fibre da fattori ambientali quali umidità o reagenti chimici, preservando la durabilità del composito e riducendo il degrado nel tempo.

1.2 Materiali compositi utilizzati nel settore aerospaziale

I Materiali compositi finora discussi soddisfano pienamente le stringenti richieste del settore aerospaziale, in cui sono ampiamente impiegati.

Il vantaggio principale riguarda il risparmio di peso, che deriva da un miglior rapporto forza-peso e dalla personalizzazione dei compositi, nota come *Tailoring*, nella fase di design. Tra le possibilità del tailoring, sono presenti sia il layup design, che, come detto precedentemente, rinforza localmente solo nelle direzioni sottoposte ai carichi maggiori; sia la possibilità di modificare il comportamento aeroelastico della struttura in modo da aumentare l'inviluppo di volo e modificare l'accoppiamento torsione-flessione nell'ala, riducendo in alcuni casi i consumi.

Grazie alle proprietà meccaniche e alle maggiori possibilità di design, è stato possibile raggiungere riduzioni del peso nel range tra il 20% e il 50% in diversi casi[3]. Proprio questi significativi risparmi di peso hanno portato a un impiego sempre maggiore di materiali compositi, culminando nella creazione di aerei commerciali realizzati principalmente in materiale composito, con circa l'80% del volume e il 50% del peso: il Boeing 787 Dreamliner e l'Airbus A350 XWB, presentati in figura 1.3

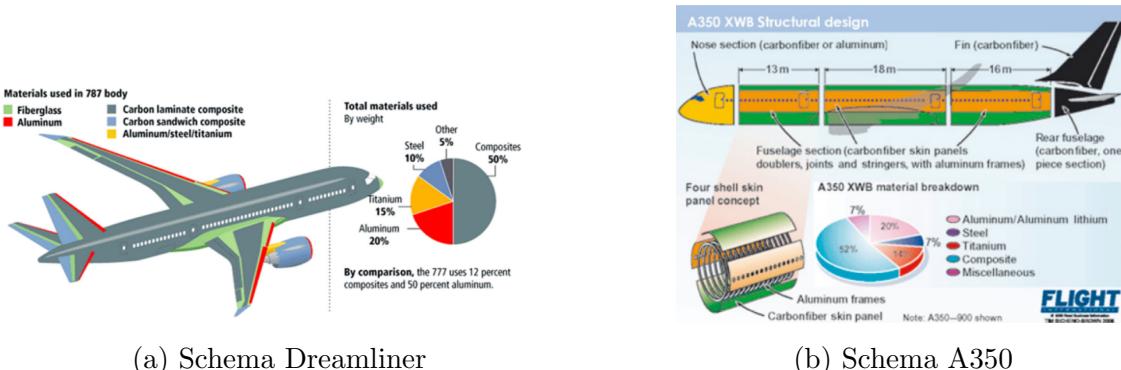


Figura 1.3: Percentuali dei materiali impiegati in Peso[3]

Oltre al processo di design, a cambiare è il processo di manifattura che, se gestito in modo adeguato, permette anch'esso risparmi di peso. Un possibile esempio è il Dreamliner 1.3a, in cui è stato possibile ridurre ulteriormente il peso realizzando la fusoliera come una struttura "single-shell" con rigidezza longitudinale integrata e riducendo in modo considerevole il numero di giunzioni[2].

La possibilità di realizzare strutture più complesse grazie ai processi di costruzione, oltre a ridurre direttamente il peso, può essere sfruttata per creare superfici più complesse ed efficienti dal punto di vista aerodinamico, riducendo ulteriormente i consumi.

Inoltre, i *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP), compositi di particolare rilievo per la tesi e tra i più utilizzati (figura 1.3), possiedono un’alta stabilità termica e un’alta resistenza alla corrosione.

In particolare, la stabilità termica è data dal lievemente negativo coefficiente di espansione termica delle fibre in carbonio, che bilancia quello della resina, evitando dilatazioni e contrazioni eccessive al rapido cambiamento delle condizioni ambientali.

Sfruttare i compositi e le loro proprietà comporta quindi sia un ritorno economico per le compagnie, sia il rispetto di requisiti sempre più stringenti nel campo dei consumi: gli obiettivi ACARE del 2030, ad esempio, prevedono una riduzione del 55% delle emissioni di CO_2 rispetto alla baseline del 1999[5].

1.3 La sicurezza e l'affidabilità in campo Aerospaziale

Finora, trattando dei requisiti in campo aerospaziale, i paragrafi si sono concentrati principalmente sugli aspetti prestazionali, come l’efficienza strutturale, in quanto sono quelli che hanno portato all’uso così esteso dei materiali compositi. Tuttavia, requisiti fondamentali e imprescindibili, sia nel caso spaziale che in quello aeronautico, rimangono la **Sicurezza (Safety)** e l’**Affidabilità (Reliability)** del sistema.

In particolare:

- La **sicurezza** può essere definita come la *libertà da un rischio non accettabile*. Non implica quindi l’assenza assoluta di pericolo, bensì la capacità di ridurre il rischio a un livello socialmente e tecnicamente accettabile.
- L’**affidabilità** è definita come la *probabilità che un componente o un sistema svolga correttamente la propria funzione per un determinato periodo di tempo, in condizioni operative specificate*.

Dalle due definizioni emerge chiaramente come questi concetti, pur differenti, siano strettamente correlati. Non essendo possibile perseguire un incremento illimitato della sicurezza, l’ingegneria aerospaziale adotta un approccio di **progettazione orientata alla sicurezza (safety by design)**, basato su principi probabilistici, ridondanza funzionale e controllo del degrado nel tempo.

Poiché la garanzia della sicurezza nel settore aerospaziale riveste un’importanza fondamentale, essa è regolamentata da un complesso insieme di **normative tecniche e regolamenti internazionali**. Questo sistema si fonda sul principio che la sicurezza debba essere dimostrata attraverso **parametri quantitativi di affidabilità** e processi di certificazione formalizzati.

L'affidabilità dei componenti aerospaziali non dipende unicamente dalla fase di progettazione o dalla qualità costruttiva, ma anche dalla capacità di **rilevare e gestire nel tempo il degrado strutturale**. Per questo motivo, le moderne metodologie di gestione del rischio e della sicurezza si stanno sempre più integrando con sistemi di **Structural Health Monitoring (SHM)**, in grado di fornire un controllo continuo dello stato di salute delle strutture.

Il monitoraggio strutturale consente di passare da una manutenzione di tipo correttivo o programmato a una logica di **manutenzione predittiva** (Reliability-Centered Maintenance, RCM), in cui gli interventi vengono pianificati in base allo stato reale del componente. In questo modo, l'SHM diventa uno **strumento attivo di gestione dell'affidabilità**, capace di ridurre il rischio operativo e garantire il mantenimento della sicurezza durante tutto il ciclo di vita della struttura.

Eventuali deviazioni dai valori teorici rappresentano un indicatore diretto di **degrado strutturale** e, di conseguenza, di riduzione dell'affidabilità.

In sintesi, lo SHM costituisce un elemento chiave della moderna **ingegneria della sicurezza aerospaziale**, poiché consente di:

- mantenere l'affidabilità dei componenti attraverso un monitoraggio continuo;
- ridurre la probabilità di guasti catastrofici, in linea con i requisiti di sicurezza imposti da EASA e FAA;
- fornire evidenze sperimentali e quantitative del livello di sicurezza raggiunto.

Questo discorso assume un'importanza ancora maggiore nel caso dei **materiali compositi**, i quali presentano modi di danneggiamento complessi e non facilmente rilevabili, che verranno approfonditi nel paragrafo [1.4](#).

1.4 Stato di Salute delle strutture Composite

Nonostante le numerose proprietà utili dei compositi, ad essi si associano anche importanti sfide tecniche, tra cui, di principale rilievo, la valutazione dello stato di salute della struttura.

I danni presenti nei materiali compositi possono ridurne in modo significativo le prestazioni e, se non rilevati e riparati in tempo, portare a failure catastrofiche della struttura^[6].

Una maggiore complessità e personalizzazione delle strutture, di cui finora abbiamo elencato i punti di forza, comportano anche un numero maggiore di possibili failure e delle loro cause. Un possibile esempio di ciò sono le failure che possono svilupparsi forando il materiale o, più in generale, durante la manifattura.

Ovviamente, anche durante la vita operativa, i compositi sono soggetti a failure e possono cedere a causa di carichi di tensione, compressione e taglio.

In questa fase, la tipologia di composito gioca un ruolo fondamentale nello sviluppo di alcune tipologie di failure. Ad esempio, in un laminato, le lamine sono orientate in modo diverso, motivo per cui la distribuzione globale degli sforzi varia in ognuna di esse, portando a sviluppare delle failure localizzate solo in alcune lamine.

Per quanto riguarda una generica struttura composita, durante la vita operativa è soggetta principalmente a failure causate da due tipologie di danni:

- Degrado dovuto all'invecchiamento e alle condizioni operative nel tempo.
- Danni accidentali o dovuti a impatti.

A prescindere dalla causa, le failure possono manifestarsi in modi molto diversi, ma i meccanismi di danno più comuni includono failure delle fibre, cricche nella matrice, buckling e delaminazione.

Descrivendole brevemente;

- Le failure delle fibre avvengono in genere perché indotte da carichi esterni e implicano che le fibre non siano più capaci di continuare a fornire sostegno strutturale.
- I danni alla matrice hanno cause molto varie e comprendono possibili vuoti e cricche tra le fibre della singola lamina.
- Il buckling, dovuto a forze complessive o di taglio, compromette principalmente la stabilità globale della struttura.
- La delaminazione, considerata spesso come la failure più critica, rappresenta uno dei punti critici delle strutture laminate; dopo la delaminazione, le lamine non lavorano più come un'unica struttura e la rigidezza del composito viene ridotta drasticamente, con possibili failure catastrofici [7].

La maggior parte dei difetti può quindi svilupparsi internamente nel materiale, restando invisibili a occhio nudo, a prescindere dalla causa.

Infatti, può accadere anche nel caso di danni da impatto, che sono particolarmente pericolosi perché, nonostante siano poco o per nulla visibili 1.4, riducono la resistenza a compressione, trazione e taglio del composito.

Nonostante nelle loro fasi iniziali la maggior parte delle failure abbia un impatto limitato sulle proprietà strutturali, con il passare del tempo le failure tendono a diventare critiche. L'entità del danno, infatti, aumenta poiché la failure è soggetta

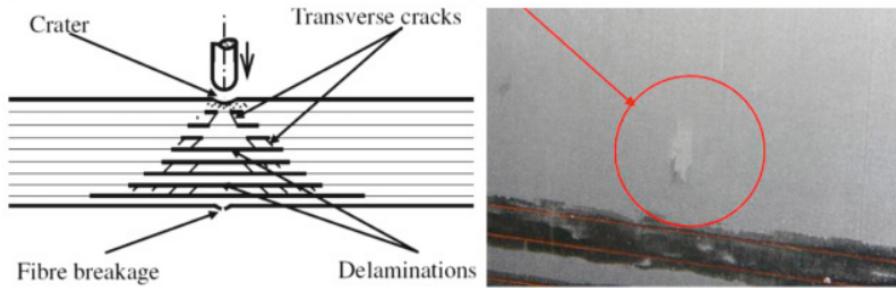


Figura 1.4: Rappresentazione dei possibili danni causati da impatto e danno, posto in risalto, visibile sulla superficie.[6]

a sforzi meccanici, fenomeni di fatica, condizioni ambientali e, talvolta, a ulteriori danneggiamenti.

Per questo motivo, il monitoraggio delle strutture composite diventa essenziale per assicurare il raggiungimento degli obiettivi di sicurezza e minimizzare i costi di manutenzione.

1.4.1 Metodi di monitoraggio

Considerando la primaria importanza dello stato di salute della struttura, sono stati sviluppati diversi metodi per monitorarla e identificare le failure.

Primo tra questi metodi vi sono delle ispezioni periodiche attraverso *Non Destructive Testing* (NDT), cioè dei metodi che permettono di verificare lo stato di salute della struttura senza modificarlo. Questi test comprendono semplici test visivi, ma anche radiografie, termografie, test con ultrasuoni e test elettromagnetici.

I NDT, però, presentano alcune criticità.

- Possono essere effettuati solo in zone fisicamente accessibili.
- I test più accurati sono costosi e possono richiedere molto lavoro, tra cui lo smontaggio parziale della struttura, rendendo il veicolo temporaneamente non operativo.
- Permettono di verificare lo stato durante i test, ma non durante gli intervalli tra di essi

Non avere dati in questi intervalli è problematico perché come accennato nel paragrafo 1.4, oltre alle failure causate da normali condizioni operative, le failure possono svilupparsi a causa di fattori esterni, come il BVD causato da un impatto. Anche se in modo diverso, entrambi i tipi di failure modificano la durata della vita operativa del sistema, come evidenziato nella figura 1.5.

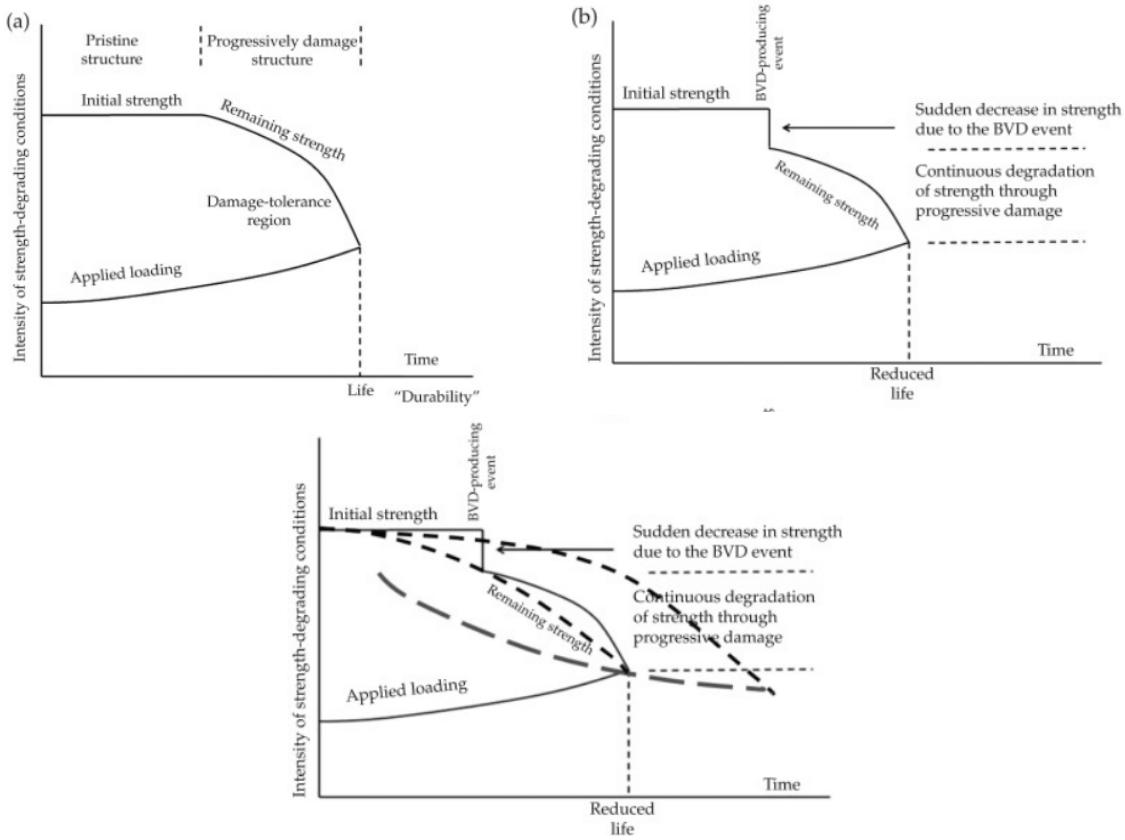


Figura 1.5: Vita operativa di un materiale composito: danneggiamento progressivo dovuti ai carichi operativi (a), ridotta in seguito a BVD (b) e confronto tra le due condizioni [6]

Nel caso uno, in figura 1.5a, la forza residua del composito diminuisce gradualmente con l'accumularsi dei danni. La vita operativa termina nel momento in cui il carico applicato e la forza residua della struttura sono equivalenti. Nel secondo caso, come si vede nella figura 1.5b, vi è un brusco calo della forza residua nel momento dell'impatto. Nonostante subito dopo l'andamento sarà di nuovo analogo al primo caso, il BVD comporta una riduzione della vita operativa che, se non tenuta in considerazione, potrebbe comportare rischi inaccettabili [6].

Per questo motivo integrare sistemi di *Structural Health monitoring* (SHM) che permettano un controllo periodico, su richiesta o addirittura continuo, delle strutture, limita i rischi dovuti a eventi casuali. In questo modo, è possibile raggiungere con maggior semplicità i livelli di Safety richiesti e migliorare il processo di manutenzione. L'impatto sul processo di manutenzione è dovuto al fatto che lo SHM permette di aumentare la precisione delle *Condition Based Maintenance*, permettendo di identificare più velocemente le failure e ridurre i tempi e i costi di manutenzione.

1.5 Structural Health Monitoring (SHM)

Stabiliti i vantaggi relativi all'implementazione del SHM in questo paragrafo verrà fornita una possibile definizione e verrà illustrato come effettuarlo. Lo Structural Health Monitoring può essere definito come una tecnica che individua e quantifica i danni basandosi sulle deviazioni dei valori operativi di riferimento.

Idealmente, è possibile sviluppare un sistema di SHM attraverso i seguenti passaggi:

1. **Valutazione Operativa:** si definiscono le condizioni operative e gli obiettivi da monitorare;
2. **Acquisizione, Normalizzazione e Pulizia dei Dati:** si acquisiscono i dati dai sensori installati sulla struttura, si normalizzano per rendere i dati paragonabili; infine, si rimuovono il rumore e i dati incoerenti;
3. **Selezione delle caratteristiche e Sintesi delle informazioni:** Si analizzano i dati raccolti per individuare caratteristiche che mettano in evidenza danni strutturali;
4. **Sviluppo del Modello Statistico :** Si creano modelli analitici o basati sui dati per interpretare lo stato di salute del sistema e prevederne il degrado futuro. [8]

Quindi, il primo passo, definito sopra come Valutazione operativa, è stabilire il contesto del sistema SHM; in particolare, definire le condizioni operative in cui la struttura è monitorata e quando la struttura è considerata danneggiata. Inoltre, si stabilisce quali parametri possono essere monitorati e le conseguenti limitazioni.

Una volta stabilita la base del sistema, si deve definire come acquisire i dati da utilizzare; per cui si scelgono il tipo di sensori, il loro numero e la loro posizione, ma anche come effettuare il *data storage*. Queste scelte sono, ovviamente, fortemente influenzate dalle risorse disponibili.

Una volta ottenuti i dati, è necessario normalizzarli e scremarli. In particolare, la normalizzazione viene utilizzata per rendere i dati raccolti in diversi cicli operativi confrontabili; è infatti necessario eliminare gli effetti di tutti quei fattori ambientali (e.g temperatura, umidità) che possono condizionare, anche in modo significativo, i dati. Per completare la raccolta dati, devono essere rimossi tutti quei dati che, grazie alla conoscenza del sistema, risultano inaccurati, irrilevanti o errati.

Un altro passo fondamentale è identificare le misure che permettono di differenziare lo stato della struttura tra quelle monitorabili nella fase di selezione delle caratteristiche.

Normalmente, si scelgono misure per le quali è possibile confrontare le risposte (e.g. frequenze naturali, modi di vibrare, accelerazioni, spostamenti) della struttura danneggiata con quelle misurate nella struttura in condizioni normali.

Infine, è necessario sviluppare un modello statistico capace di elaborare i dati per renderli utilizzabili. Proprio questo modello permetterà di distinguere, con un dato livello di confidenza, tra struttura danneggiata e struttura non danneggiata.

Riguardando l'elaborazione dei dati, questo è un passaggio fondamentale per un adeguato *damage assessment*, ma, allo stesso tempo, è il passaggio più complesso poichè richiede modelli matematici particolarmente elaborati ed è altamente dipendente dal caso analizzato. [8]

Un sistema SHM creato attraverso questo processo, oltre a segnalare la presenza del danno, può anche localizzarlo e determinarne la gravità.

1.5.1 Confronto metodi di monitoraggio continuo

Nel precedente paragrafo si è visto che una delle componenti fondamentali per lo sviluppo di un sistema SHM è la selezione del tipo di sensori. I sensori possono essere basati su diverse tecnologie e variano, ad esempio, per principio di funzionamento, sensibilità e integrabilità.

La figura 1.6 riassume in maniera sintetica alcune delle possibili tecnologie.

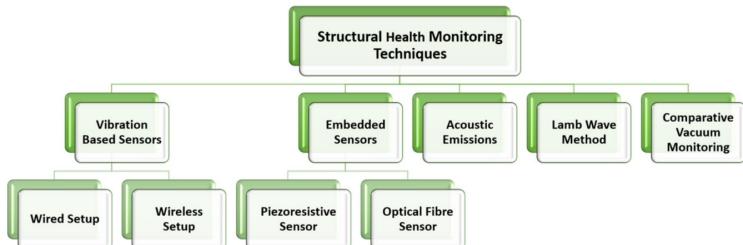


Figura 1.6: Schema delle tecniche di monitoraggio più utilizzate in materiali compositi [8]

Ognuna di queste tecnologie ha i rispettivi vantaggi, ma in campo aerospaziale spiccano i sensori integrati. Essi infatti permettono di [9] :

- Avere un'accuratezza e sensibilità maggiori rispetto a un sensore esterno;
- Non modificare la geometria delle superfici esterne;
- Avere sensori schermati dall'ambiente esterno dal materiale monitorato.
- Realizzare una struttura intelligente capace di automonitorarsi.

Le tecnologie più utilizzate per la creazione di un sistema di sensori integrati sono la piezoelettrica e quella ottica.

I primi vengono utilizzati principalmente per misure riguardanti impatti e vibrazioni, mentre i secondi per misurare deformazioni e temperature ma anche per la misura delle frequenze proprie della struttura[10].

La tabella 1.1 riporta il confronto tra le due tecnologie in modo sintetico, evidenziando alcuni limiti e vantaggi di entrambe.

Tabella 1.1: Confronto tra sensori FBG e piezoelettrici embedded per il monitoraggio strutturale

Caratteristica	FBG Embedded	Piezoelettrico Embedded (PZT)
Immunità EMI	Elevata	Bassa
Multiplexing	Sì (molti sensori su una fibra)	Limitato
Sensibilità	Alta (soprattutto strain/-temperatura)	Alta (onde ultrasoniche, impatti)
Robustezza ambientale	Ottima (chimica, temperatura, umidità)	Buona, ma sensibile a condizioni estreme
Attuazione	No (solo ricezione, controllo passivo continuo)	Sì (può generare e ricevere onde, controllo attivo)
Costo e complessità	Più alto (interrogatori ottici)	Più basso

È importante, tuttavia, considerare che l'integrazione dei sensori può comportare un impatto, seppur minimo, sulle proprietà meccaniche del laminato e rendere più complessa la sostituzione o la riparazione dei sensori in caso di malfunzionamento. Nel caso dei sensori FBG, queste limitazioni risultano ampiamente mitigate grazie alle loro dimensioni ridotte (diametro di circa 125 μm), al peso trascurabile e alla lunga vita operativa.

L'impiego di sensori ottici si rivela quindi particolarmente adatto nel settore aerospaziale per la loro leggerezza, immunità ai disturbi elettromagnetici e possibilità di multiplexaggio su un'unica fibra, garantendo così un monitoraggio ad alta sensibilità e bassa invasività.

1.6 Applicazione al caso di studio: la piastra in materiale composito

In considerazione dell'importanza dei concetti esposti in questo capitolo, l'obiettivo della tesi riguarda un applicazione diretta in un caso studio sperimentale, in particolare una **piastra in materiale composito rinforzato con fibra di carbonio**.

La piastra è stata scelta come configurazione di riferimento per la semplicità geometrica, la disponibilità e la possibilità di controllare con precisione le condizioni del setup.

Prodotta originariamente per il settore automobilistico da produttori di hypercar, in cui i concetti introdotti rimangono applicabili, è prodotta con lo stesso tipo di laminato comunemente impiegato in applicazioni aerospaziali (paragrafo 1.2), motivo per cui risulta rappresentativa dal punto di vista dei materiali e del comportamento strutturale.

Il caso di studio prevede l'impiego di **sensori ottici a reticolo di Bragg (FBG)** applicati sulla sua superficie, con l'obiettivo di misurare le frequenze naturali del componente.

I sensori FBG, che saranno meglio presentati nel capitolo 2, consentono di effettuare misure distribuite di deformazione, della temperatura e delle frequenze con elevata precisione mantenendo i vantaggi di un sistema SHM con sensori in Fibra ottica.

Il monitoraggio sperimentale della piastra è finalizzato alla **valutazione del comportamento dinamico** e alla correlazione con i risultati del modello numerico agli elementi finiti (FEM). In particolare, le misure ottenute dai sensori FBG consentiranno di determinare le frequenze naturali, parametri direttamente legati alla rigidezza strutturale e, quindi, allo stato di salute del componente.

L'approccio adottato può essere considerato un modello metodologico di *Structural Health Monitoring*, applicabile non solo a strutture piane, ma anche a componenti più complessi del settore aerospaziale, dove il monitoraggio continuo e la prevenzione dei guasti rappresentano requisiti fondamentali per garantire sicurezza e affidabilità durante l'intero ciclo di vita della missione.

2 Fibra ottica e Sensori

2.1 La fibra ottica

La fibra ottica è sempre più utilizzata in numerose applicazioni, quali le telecomunicazioni e l'industria.

La fibra ottica è una tecnologia che permette la trasmissione di segnali, opportunamente modulati, attraverso la propagazione della luce all'interno del suo *core*. Quest'ultimo, insieme al *cladding* e al *coating*, costituisce la struttura della fibra, come illustrato in figura 2.1

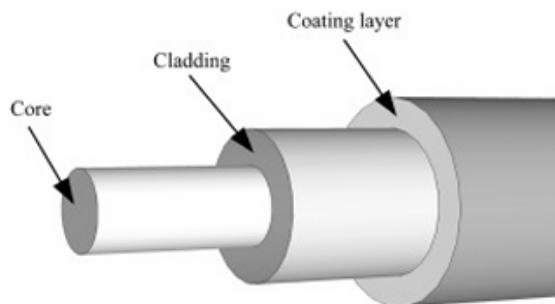


Figura 2.1: Schema fibra Ottica [11]

Grazie alle sue proprietà, nonchè la possibilità di implementare sensori al suo interno, la fibra è diventata sempre più utilizzata in numerosi settori tra i quali, telecomunicazioni e industria. Nei seguenti paragrafi di questa sezione verranno quindi affrontati il principio di funzionamento, la sua composizione e infine i suoi vantaggi e svantaggi.

2.1.1 Principi fisici della propagazione nella fibra ottica

In particolare, la fibra ottica sfrutta il fenomeno della riflessione interna totale, che si verifica all'interfaccia tra il core e il cladding. Questo fenomeno è possibile grazie alla differenza tra i rispettivi indici di rifrazione che comporta un cambiamento nella direzione della luce al passaggio da un mezzo all'altro.

L'indice di rifrazione n è, infatti, una proprietà del materiale utilizzata per misurare la velocità con cui la luce si muove in un determinato mezzo ed è quindi definito come:

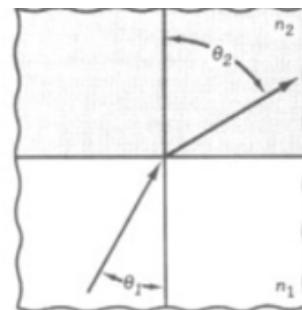
$$n = \frac{c}{v} \quad (2.1)$$

Dove c e v sono rispettivamente la velocità della luce nel vuoto e nel mezzo.

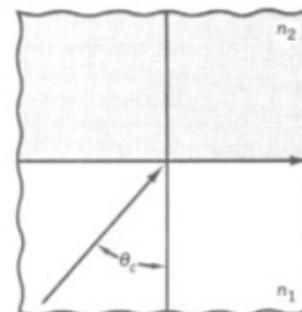
Noti gli indici di rifrazione dei materiali è possibile conoscere come cambierà la direzione in quanto il fenomeno è descritto dalla legge di Snell:

$$n_i \sin(\theta_i) = n_r \sin(\theta_r) \quad (2.2)$$

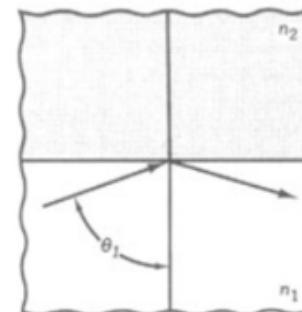
che mette in relazione gli indici di rifrazione con l'angolo di incidenza θ_i e l'angolo di rifrazione θ_r .



(A) Angle of incidence is less than critical angle.



(B) Angle of incidence equals critical angle.



(C) Total internal reflection: incident angle exceeds critical angle

Figura 2.2: Schema del cambio di direzione all'interfaccia [12]

Facendo riferimento alla figura 2.2, in cui $\theta_2 = \theta_r$ risulta evidente che, per come sono definiti gli angoli, si possa parlare di riflessione totale quando vale la relazione

$$\theta_r \geq 90^\circ.$$

Sostituendo il valore nella formula 2.2, si può ottenere l'angolo di riflessione critico

$$\theta_{cr} = \arcsin\left(\frac{n_r}{n_i}\right) \quad (2.3)$$

L'angolo critico rappresenta proprio l'angolo limite per il quale si ha riflessione totale all'interfaccia dei mezzi.

Idealmente, è quindi sufficiente inviare il segnale all'interno della fibra in modo tale che $\theta_i > \theta_{cr}$.

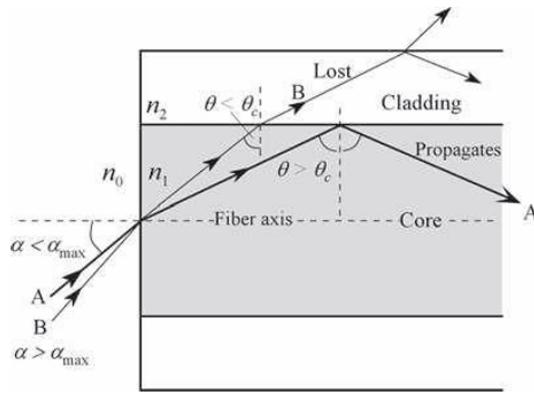


Figura 2.3: Schema del cono di accettazione [13]

In pratica, va però considerato che il segnale verrà emesso da una fonte esterna alla fibra, come raffigurato in figura 2.4, per cui è necessario applicare la legge di snell anche tra l'aria e il core per ottenere il giusto angolo di immissione.

$$n_0 \sin(\alpha) = n_i \sin\left(\frac{\pi}{2} - \theta_i\right) = n_i \cos(\theta_i)$$

A sinistra troviamo n_0 e α rispettivamente l'indice di rifrazione dell'aria e l'angolo di incidenza mentre a destra sono presenti l'indice di rifrazione del core e l'angolo di rifrazione, scritti in modo tale da mantenere la coerenza con le formule usate in precedenza per i calcoli interni alla fibra.

Isolando il coseno e facendo il quadrato di entrambi i lati, si ottiene:

$$\cos^2(\theta_i) = \frac{n_0^2}{n_i^2} \sin^2(\alpha) = 1 - \sin^2(\theta_i)$$

Per ricondursi al caso critico, si inserisce quindi l'espressione 2.3, per cui si ottiene:

$$n_0^2 \sin^2(\alpha_{\max}) = n_i^2 \left(1 - \frac{n_0^2}{n_i^2}\right)$$

Infine, isolando α_{max}

$$\alpha_{max} = \arcsin \left(\frac{\sqrt{n_i^2 - n_r^2}}{n_0} \right) \quad (2.4)$$

È possibile introdurre ora il coefficiente di apertura numerica (NA) definito come

$$NA = \sqrt{n_i^2 - n_r^2} \quad (2.5)$$

L'apertura numerica misura la capacità della fibra di raccogliere luce e permette di capire quanto cono di luce la fibra può accettare o ricevere. Per cui, l'equazione finale diventa

$$\alpha_{max} = \arcsin \left(\frac{NA}{n_0} \right)$$

α_{max} rappresenta il semiangolo massimo del cosiddetto *cono di accettanza*, cioè il cono entro cui deve trovarsi il raggio di luce per permettere la riflessione completa.

2.1.2 Struttura della fibra ottica e classificazione dei principali tipi

Stabilito come funziona si procede, in questo capitulo a descrivere, la struttura generale della fibra ottica.

Come anticipato nei paragrafi precedenti di questo capitolo la fibra ottica è composta da 3 strutture cilindriche e concentriche ognuna con un preciso scopo.

La parte interna, dove viaggia il segnale, è chiamata core. Essendo il cuore della fibra, ne definisce le proprietà in base alle sue caratteristiche come materiale (e.g Silicio, polimeri ottici), diametro ($\sim 10\mu m$, oppure $50\mu m$ o $62.5\mu m$), indice di rifrazione (uniforme o variabile).

Continuando verso l'esterno, è presente il cladding, spesso realizzato in silice e con un diametro standardizzato di $125\mu m$ [14]. Il suo scopo è quello di permettere la riflessione totale, motivo per cui deve avere un indice di rifrazione inferiore a quello del core e schermare quest'ultimo da interferenze ottiche esterne.

Infine, è presente il coating il cui diametro, ancora una volta standardizzato, è $250\mu m$, mentre i materiali scelti sono più variegati; anche se spesso viene scelto materiale polimerico. Il suo scopo è quello di proteggere gli strati interni da carichi e fattori ambientali.

A volte, è presente un coating secondario se è necessaria una maggiore protezione o per semplificare la manipolazione della fibra.

Le differenze del core, come accennato in precedenza, portano a differenze nel tipo di fibra, rappresentate in figura, che in generale possiamo classificare come:

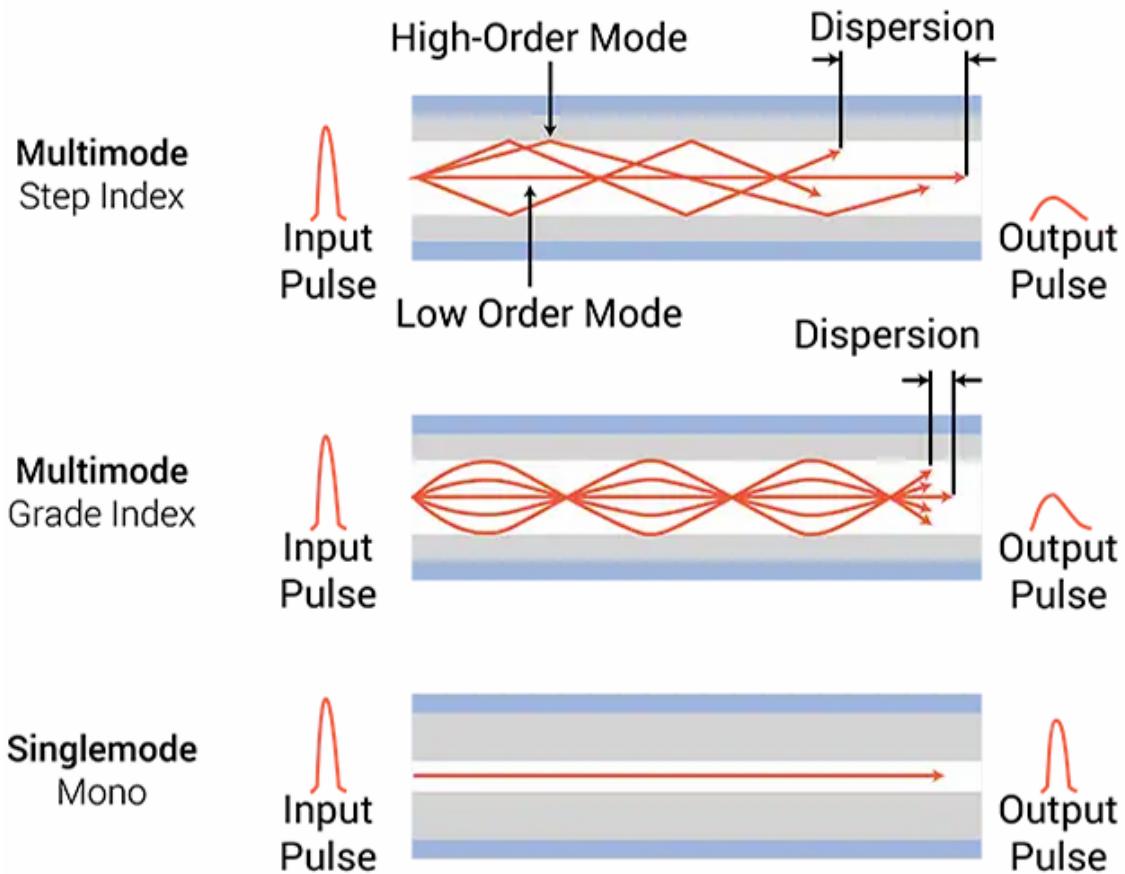


Figura 2.4: Rappresentazione schematica delle tipologie di fibra descritte[11]

- Single-mode Step Index: la fibra con l'architettura più costosa, contiene infatti il core più sottile ($\sim 10\mu m$) che limita la luce a una singola traiettoria annullando la dispersione modale (cosa che garantisce una *bandwidth* maggiore) e limitando la dispersione intramodale per cui mantiene il segnale chiaro ad alte frequenze. È la fibra con le perdite più basse ($0.2 \frac{dB}{Km}$ è un valore plausibile).
- Multi-mode Step Index: più economiche e semplici da usare in cui è presente un numero maggiore di modi di propagazione a causa di un diametro del core maggiore ($50\mu m$ o $62.5\mu m$). Sono, quindi, caratterizzate da perdite maggiori dovute alla dispersione di energia nel cladding durante le riflessioni. I differenti modi di propagazione inoltre fanno in modo che i differenti fasci raggiungano la destinazioni in tempi differenti.

- Multi-mode Graded Index: Hanno prestazioni di compromesso, dovute al fatto che, nonostante il core abbia dimensioni analoghe al precedente, ha un indice di rifrazione variabile che diminuisce gradualmente con la distanza dal centro. Grazie a questa caratteristica i raggi più lontani viaggiano più velocemente riducendo la dispersione modale e le perdite.

2.1.3 Vantaggi e limitazioni delle fibre ottiche

Chiarita la struttura delle fibre ottiche e il principio fisico alla base del loro funzionamento, è ora possibile analizzare le principali implicazioni pratiche, sia in termini di vantaggi che di eventuali limitazioni, che derivano direttamente da questa modalità di trasmissione del segnale.

Dal punto di vista prestazionale, il segnale ottico consente alle fibre di supportare larghezze di banda molto elevate, mantenendo al contempo basse perdite di segnale rispetto ai metodi tradizionali. Tali perdite verranno descritte più nel dettaglio nel paragrafo successivo. Inoltre, essendo un segnale ottico, ha un elevatissima resistenza all'interferenza elettromagnetica (EMI) e, al contempo, non emette energia elettromagnetica, per cui non vi è il rischio di influenzare il segnale nelle altre fibre e si garantisce un elevato livello di sicurezza delle informazioni. Allo stesso tempo, lavorare con questo tipo di segnale comporta l'esigenza di utilizzare strumentazione complessa, capace di ricevere il segnale, ma anche in grado di convertire il segnale da elettrico a ottico e viceversa.

Anche le dimensioni della fibra hanno importanti ripercussioni. Essa, infatti, è molto più sottile e leggera dei cavi tradizionali, consentendone l'uso anche in spazi ristretti o fortemente influenzati dal peso; ad esempio, è possibile integrare la fibra direttamente all'interno di un laminato composito. Un'altra possibilità è quella di inserire più linee a parità di volume e spazio disponibile. Le dimensioni, però, rendono più difficile maneggiare le fibre, che devono essere posizionate con grande precisione, e rendono molto più complesse e costose operazioni come lo splicing.

Infine, va segnalato che, nonostante le fibre possano essere fragili, presentano un'elevata vita operativa, un'ottima resistenza ad alte temperature e, in generale, agli effetti ambientali. Per questi motivi, sono adatte anche all'utilizzo in ambienti estremi.

Aspetto	Vantaggi	Limitazioni
Segnale ottico	Larghezza di banda elevatissima; Basse perdite di segnale	Necessità di conversione elettro-ottica; Maggiore complessità della strumentazione
Immunità EMI	Nessuna interferenza elettromagnetica; Elevata sicurezza del segnale	–
Dimensioni e peso	Estremamente leggere e compatte; Adatte a spazi ristretti	Fragilità meccanica ; Richiede precisione nelle installazioni
Installazione	Integrazione in materiali compositi; Alta densità di linee a parità di spazio	Operazioni di giunzione (splicing) complesse e costose
Resistenza ambientale	Lunga vita operativa; Buona resistenza a temperatura e umidità	–

Tabella 2.2: Tabella riepilogativa delle caratteristiche

2.1.4 Perdite

In questo paragrafo verrà analizzato un altro aspetto cruciale per le prestazioni delle comunicazioni ottiche: le perdite di segnale. Queste perdite, anche se relativamente basse, sono dovute a diversi fenomeni fisici e materiali, e influenzano direttamente la qualità e la distanza di trasmissione del segnale luminoso all'interno della fibra.

I meccanismi di perdita del segnale nelle fibre sono di fatto differenti rispetto a mezzi tradizionali come i fili di rame. Infatti, la dispersione e la dissipazione dovute alla resistenza intrinseca del materiale sono quasi nulle. Al contempo, però, vengono introdotti differenti tipi di perdite, divisi secondo lo schema rappresentato nella figura [2.5](#).

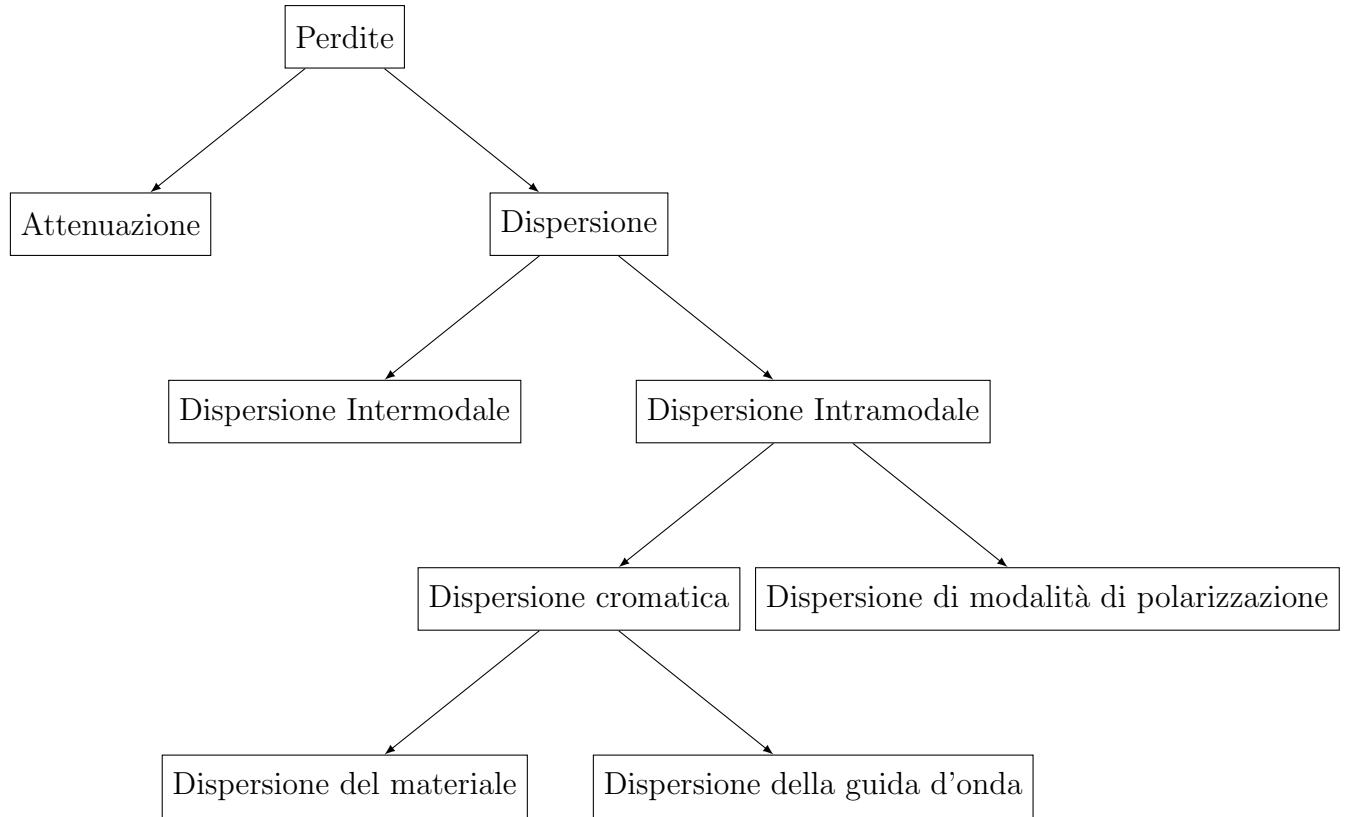


Figura 2.5: Albero gerarchico che mostra la struttura delle perdite

La prima divisione è tra perdite di attenuazione e perdite di dispersione.

L'attenuazione è la riduzione della potenza del segnale lungo la fibra, a causa di ciò il segnale in output sarà meno intenso di quello in input. È una perdita influenzata dalla distanza di trasmissione e dalla lunghezza d'onda. In genere, per le fibre ottiche, è una perdita molto bassa, possibili valori per il parametro di attenuazione sono $0.2 - 0.22 \frac{Db}{km}$. Si noti che il valore è analogo a quello mostrato per la fibra Single-mode, in cui le perdite per dispersione sono molto ridotte.

Le perdite per dispersione del segnale sono più complesse e sono causate da come i segnali ottici si dividono lungo la fibra. Si possono distinguere dispersione intermodale e dispersione intramodale.

Le perdite intermodali sono dovute alla presenza di più modi di propagazione all'interno della fibra. Ogni modo, durante la riflessione all'interfaccia, ha un comportamento diverso, separando i segnali ottici con conseguente modifica del segnale in output.

Per evitare segnali troppo distorti a causa di questo fenomeno non è possibile utilizzare le fibre multimode per distanze eccessivamente lunghe.

Le perdite intramodali sono invece dovute alle differenze di velocità delle diverse componenti nello stesso fascio di luce.

Questa differenza può essere causata o da asimmetrie del core ed eventuali imperfezioni, per cui si parla di *dispersione per modalità di polarizzazione*, o per a causa delle differenti componenti dello spettro di luce da cui prende il nome la *dispersione cromatica*.

In particolare, se la differenza di velocità è dovuta alla differenza di lunghezza d'onda della componente cromatica, la dispersione prende il nome di *dispersione della guida d'onda*. Se invece, è dovuta al fatto che per ogni lunghezza d'onda il materiale ha indici di rifrazione leggermente diversi, con conseguente variazione degli angoli di riflessione, si chiama *dispersione del materiale*.

2.2 Sensori

La fibra ottica viene utilizzata anche per la sensorizzazione delle strutture. A questo scopo, può essere utilizzata sia per la semplice trasmissione dei dati ottenuti dai sensori, che per la misura dei dati stessi.

Un generico sistema di sensorizzazione ottica può essere schematizzato come rappresentato nella figura 2.6



Figura 2.6: Schema generale di un sistema di sensorizzazione ottica

La **fonte luminosa** ha il compito di fornire il segnale ottico di partenza. Per fare ciò, normalmente si utilizzano LED o laser.

Il **sensore**, invece, deve modulare il segnale ottico in funzione dei dati misurati. Nel caso in cui il sensore sia esterno e semplicemente collegato alla fibra, si definisce sensore estrinseco; in questo caso, lo scopo della fibra rimane la trasmissione dei dati. In caso contrario, di maggiore interesse per questa tesi, il sensore è interno alla fibra e fa sì che una variazione della proprietà da misurare si rifletta su un cambiamento delle proprietà del fascio ottico, come intensità, fase o spettro del fascio. Va inoltre considerato che, nonostante si parli di sensore, uno dei vantaggi dei sensori ottici riguarda il *multiplexing*, cioè la possibilità di inserire più sensori nella stessa fibra ottica. Ciò permette di avere meno cavi, riducendo la complessità e il peso, e aumentando, invece, l'affidabilità del sistema. [15]

Infine, il **detector** ha la funzione di catturare il fascio ottico modulato e convertirlo opportunamente in un segnale elettrico, in modo da poter analizzare le informazioni contenute nel segnale.

2.2.1 FBG

Tra i sensori ottici più utilizzati, sono presenti i sensori in Fibra ottica con reticolo di Bragg (FBG). Il reticolo di Bragg, che compone il sensore, consiste nell'alternare una serie di strati con l'indice di rifrazione del core a strati con un indice di rifrazione differente.

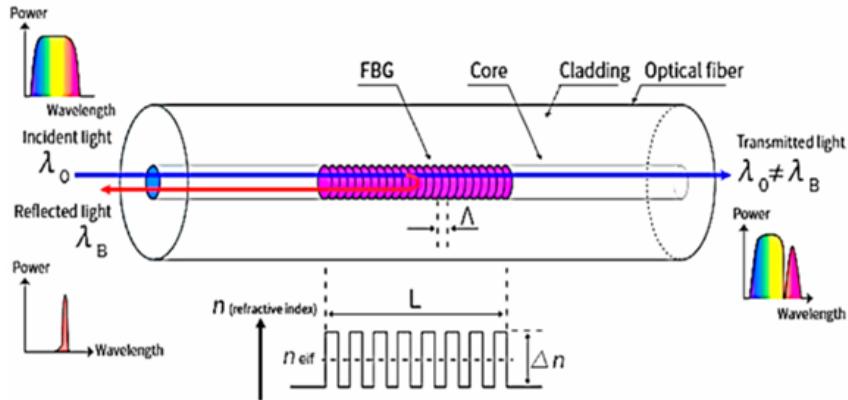


Figura 2.7: Schema del principio di funzionamento del Sensore a reticolo di Bragg[14]

Come mostrato in figura 2.7, grazie al reticolo, che funge quindi da filtro, solo una parte del segnale procederà, mentre un'altra, caratterizzata dalla lunghezza d'onda λ_B , detta lunghezza d'onda di Bragg, verrà riflessa.

In particolare, la lunghezza d'onda di Bragg è definita come:

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda \quad (2.6)$$

Dove n_{eff} e Λ sono rispettivamente l'indice di rifrazione effettivo del reticolo e il suo periodo. Grazie a questa formula, è quindi possibile correlare la frequenza riflessa, che è uno dei due output, alla struttura fisica del reticolo. Motivo per cui gli FBG sono molto sensibili alle condizioni ambientali capaci di deformati: ad esempio, l'umidità nell'aria può causare la presenza di particelle di vapore all'interno del coating, il che comporta la deformazione della fibra e il relativo cambiamento della frequenza di Bragg; oppure la temperatura che, oltre alla deformazione, altera l'indice di rifrazione.

Si noti che, in generale, sono possibili diverse configurazioni del reticolo, dalla più semplice, in cui si alternano due indici di rifrazione con periodo costante, a quelle più complesse, in cui gli indici di riflessione e il periodo variano seguendo funzioni matematiche, oppure configurazioni in cui il reticolo è inclinato.

Modello Costitutivo del Sensore

Come mostrato dall'equazione 2.6, vi è una correlazione diretta tra l'output e la geometria del reticolo; per poter utilizzare il sensore, è però necessario determinare come i cambiamenti della struttura influiscano sulla lunghezza d'onda di Bragg.

In generale, la variazione della lunghezza d'onda riflessa λ_B del sensore è influenzata dalla deformazione $\Delta\varepsilon$ e dalla temperatura ΔT , ed è descritta dalle seguenti equazioni:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = \frac{\Delta(n_{\text{eff}}\Lambda)}{n_{\text{eff}}\Lambda} = \left(1 + \frac{1}{n_{\text{eff}}} \frac{\delta n_{\text{eff}}}{\delta\varepsilon}\right) \Delta\varepsilon = (1 + p_e)\Delta\varepsilon \quad (2.7)$$

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = \frac{\Delta(n_{\text{eff}}\Lambda)}{n_{\text{eff}}\Lambda} = \left(\frac{1}{\Lambda} \frac{\Lambda}{\delta T} + \frac{1}{n_{\text{eff}}} \frac{\delta n_{\text{eff}}}{\delta T}\right) \Delta T = (\alpha_\Lambda + \alpha_n)\Delta T \quad (2.8)$$

Ottenute dal differenziale dell'equazione 2.6 rispetto alla deformazione e alla temperatura.

Unendo ora queste due equazioni, il modello costitutivo del sensore può essere espresso come:

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B(1 + p_e)\Delta\varepsilon + \lambda_B(\alpha_\Lambda + \alpha_n)\Delta T \quad (2.9)$$

dove:

- $\Delta\lambda_B$ è la variazione della lunghezza d'onda di Bragg,
- λ_B è la lunghezza d'onda riflessa dal sensore,
- p_e è il coefficiente di deformazione ottica della fibra,
- $\Delta\varepsilon$ è la variazione della deformazione della fibra,
- α_Λ è il coefficiente di espansione termica,
- α_n è il coefficiente termo-ottico,
- ΔT è la variazione di temperatura.

Inoltre, si possono introdurre i coefficienti:

- $K_\varepsilon = \lambda_B(1 + p_e)$ è il coefficiente ottico di deformazione, che dipende dal materiale della fibra e descrive come l'indice di rifrazione del reticolo varia con la deformazione normale.

- $K_T = \lambda_B(\alpha_A + \alpha_n)$ è il coefficiente che tiene conto del fattore termo-ottico, che collega la variazione della temperatura con la variazione dell'indice di rifrazione e la contribuzione dall'espansione termica.

L'equazione 2.9 diventa quindi

$$\Delta\lambda_B = K_\varepsilon\Delta\varepsilon + K_T\Delta T \quad (2.10)$$

In questa tesi verrà considerato $p_e = -0.212$, questo valore è funzione del materiale, ma quello considerato è un valore tipico per le fibre ottiche analoghe a quelle utilizzate [16]. Il termine K_T , invece, non verrà preso in considerazione nelle sezioni seguenti a causa delle misure compensatorie che sono state considerate.

Metodi di fabbricazione dei sensori a reticolo di Bragg

I reticolati di Bragg sono generalmente posti in fibre prodotte utilizzando silice drogata al germanio, un materiale fotosensibile il cui indice di rifrazione del nucleo può essere modificato attraverso l'esposizione alla luce ultravioletta (UV).

Attraverso la variazione dell'intensità e della durata dell'esposizione ai raggi UV, è possibile definire il cambiamento delle proprietà ottiche, mentre la forma del reticolo dipende dalle zone esposte ai raggi.

Il pattern della griglia dell'indice di rifrazione del core, periodico o meno, può quindi essere ottenuto in diversi modi; di seguito ne sono illustrati tre comunemente utilizzati.

Interferenza: I fasci UV, generati suddividendo il fascio prodotto da una sorgente laser, vengono fatti interferire per creare il pattern desiderato sulla griglia. In questo caso, la griglia, e quindi λ_B , dipende dalla lunghezza d'onda del laser e dalla geometria definita dalle lenti utilizzate. È quindi possibile modificare rapidamente la lunghezza d'onda di Bragg con l'opportuno setup.

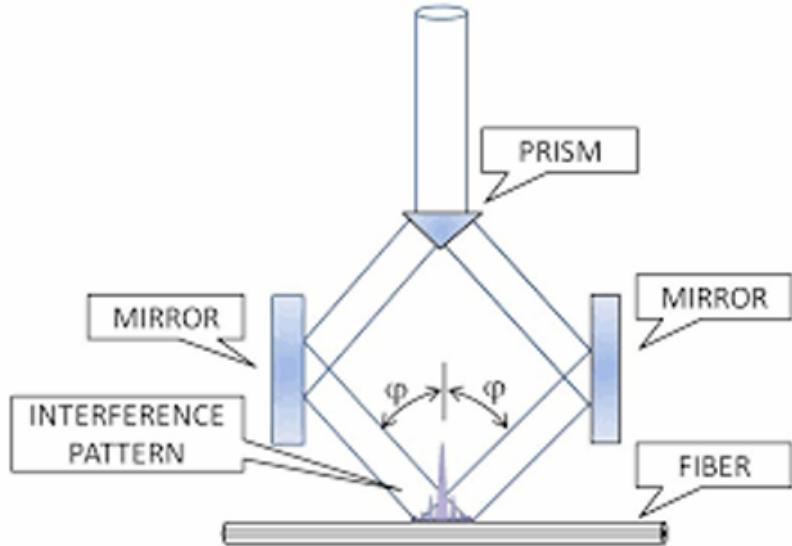


Figura 2.8: Schema per la creazione del reticolo tramite interferenza[17]

Mascheramento: viene posizionata una maschera di fase tra la sorgente e la fibra, in modo da creare il pattern interferometrico richiesto per la griglia. Questo metodo è più semplice, ma non permette di variare la lunghezza d'onda di Bragg, che è fissa poiché dipende dalla geometria della maschera.

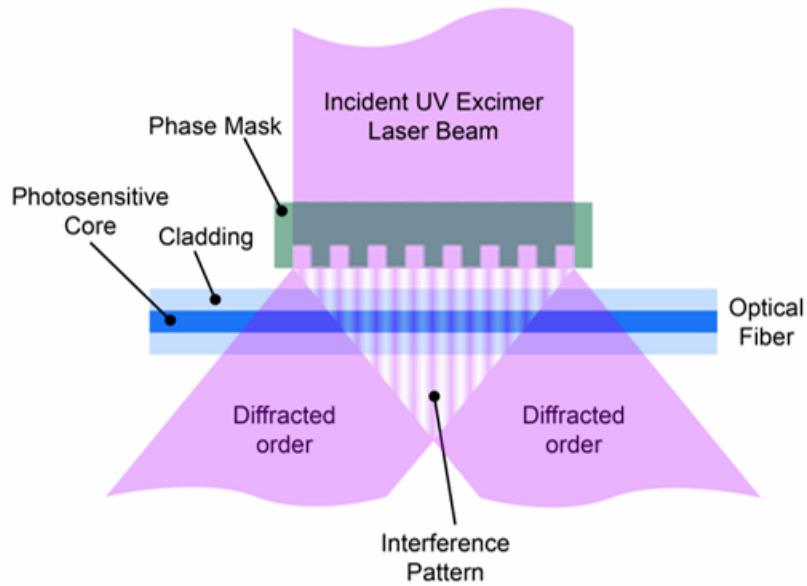


Figura 2.9: Schema per la creazione del reticolo tramite Maschera di fase[17]

Punto per Punto: Si utilizza un laser con un fascio altamente concentrato per "scrivere" la griglia punto per punto. Richiede strumenti avanzati ed è lento, ma permette di essere più precisi e di realizzare reticolati anche in fibre con materiali diversi.

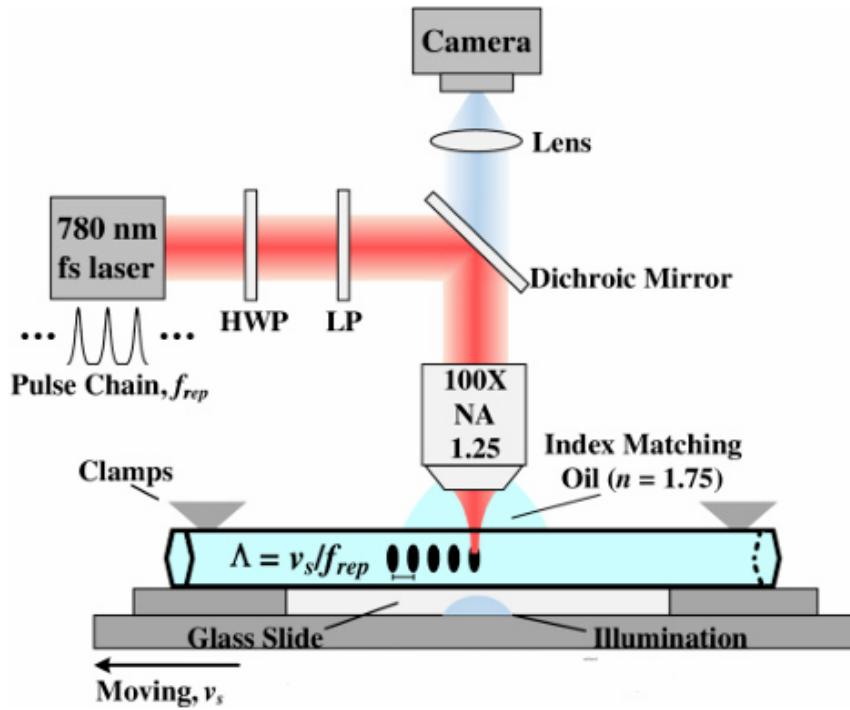


Figura 2.10: Schema per la creazione del reticolo punto per punto[11]

I metodi mostrati per la creazione dei sensori FBG richiedono però macchinari costosi che non sono normalmente presenti nella maggior parte delle aziende. Per questo motivo, normalmente la creazione di linee di misura avviene attraverso un processo di splicing di fibre acquistate con un sensore già integrato al centro. Il processo di splicing per ottenere la linea di misura verrà illustrato meglio nel paragrafo 4.1.

3 Analisi Modale

3.1 Frequenza naturale

Le *frequenze naturali* rappresentano i valori di frequenza ai quali un sistema, non smorzato, tende a vibrare liberamente, ovvero in assenza di forzanti esterne, quando le forze elastiche e le forze inerziali risultano in equilibrio.

Nel caso in cui si ecciti un sistema con una frequenza pari a una di quelle naturali, si instaurerebbe un fenomeno di risonanza, distruttivo per la struttura. Motivo per cui conoscere le frequenze naturali del sistema è un passaggio fondamentale per renderlo operativo.

Ogni corpo può avere più di una frequenza naturale e, in particolare, il numero di frequenze naturali dipende dal numero di gradi di libertà (DoF) presenti nel corpo in questione, il che può rendere il problema decisamente complesso.

Il modo più semplice per affrontare il problema è la discretizzazione del corpo in elementi interconnessi, in modo da potersi ricondurre alla risoluzione di un sistema di equazioni omogenee associate.

Infatti, nel caso di un sistema massa-molla, è possibile determinare facilmente l'equazione del moto relativa al caso libero e senza smorzamento:

$$m\ddot{x} + kx = 0 \quad (3.1)$$

dalla cui soluzione, di tipo armonico, è possibile ricavare:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (3.2)$$

Dove ω_n , detto periodo proprio, è legato alla frequenza naturale attraverso la relazione $\omega_n = 2\pi f_n$.

In modo analogo, è possibile risolvere un problema con più elementi interconnessi risolvendo il sistema delle equazioni del moto relative ai diversi elementi:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{x}(t) = 0 \quad (3.3)$$

La cui soluzione, come nel caso precedente, sarà un moto armonico del tipo:

$$x(t) = \phi e^{i\omega_n t} \quad (3.4)$$

Sostituendo la soluzione nel sistema 3.3 si ottiene:

$$-\lambda \mathbf{M} \phi e^{i\omega_n t} + \mathbf{K} \phi e^{i\omega_n t} = 0 \quad (3.5)$$

ed infine:

$$\Rightarrow (\mathbf{K} - \lambda \mathbf{M}) \phi = 0 \quad (3.6)$$

L'equazione 3.6 è un problema lineare agli autovalori, dove gli autovalori λ rappresentano il quadrato del periodo proprio del sistema mentre gli autovettori ϕ , vettori colonna che costituiscono la matrice Φ , sono detti *modi propri di vibrare del sistema*.

Quando il sistema vibra con un frequenza uguale alla frequenza naturale relativa a λ_i , la forma assunta dal sistema durante le vibrazioni sarà proprio quella determinata dal modo proprio ϕ_i associato ad essa.

L'identificazione degli autovalori e degli autovettori, di cui è stato appena spiegato il significato, è il compito dell'*analisi modale*, utilizzata quindi per caratterizzare la risposta dinamica della struttura.

Infatti, una volta ottenuti i modi di vibrare e le frequenze proprie, che sono indipendenti grazie all'ortogonalità dei modi, è possibile ottenere il generico spostamento del sistema durante le vibrazioni attraverso la sovrapposizione degli effetti dei diversi modi.

3.1.1 Importanza dei modi

Non tutti i modi, però, hanno la stessa influenza sul sistema e, in un corpo continuo, il numero di modi presenti è praticamente infinito. Pertanto, è necessario determinare quali modi hanno maggior importanza per la risposta dinamica.

Per fare ciò, normalmente si usano le *masse modali effettive* che rappresentano la quantità di massa messa in moto da un dato modo. Si può considerare l'analisi rappresentativa quando la somma delle masse modali effettive dei modi analizzati supera una certa percentuale della massa totale. La percentuale da raggiungere dipende dal livello di dettaglio desiderato per l'analisi; ad esempio, una percentuale superiore al 90% è già considerata accettabile per un analisi preliminare.

In questa tesi, però, l'analisi dinamica del corpo è stata eseguita attraverso un analisi modale free-free. In questo tipo di analisi, molto usata in campo aerospaziale, il corpo, oltre a non essere soggetto a forze, non è neppure vincolato in nessun modo. Per questo motivo, l'analisi modale, oltre ai modi elastici, presenta dei modi con

frequenza naturale nulla che rappresentano i modi rigidi della struttura: i primi 6, composti da 3 traslazioni e 3 rotazioni.

In questo caso, ad "assorbire" le masse effettive saranno questi modi, mentre i modi elastici avranno masse effettive nulle[18]. Per questo motivo, è necessario utilizzare, con un ragionamento analogo, i Fattori di partecipazione free-free[19] per comprendere quali modi influenzino la struttura.

È possibile calcolare i fattori di partecipazione free-free a partire dagli autovettori e autovalori della struttura. In particolare, l'analisi dei dati ottenuti dal software *Altair ® HyperMesh* è stata eseguita attraverso il software *Matlab ®*.

Infatti, non è possibile ottenere direttamente tutte le tabelle con gli autovalori per ogni modo da Hypermesh. Per questo motivo, è stato scelto di esportare i risultati attraverso un file con estensione .csv, visualizzabile come foglio di testo e contenente tutti i dati necessari, come mostrato in figura 3.1

```

1 $TITLE = (OS 2025.1)
2 $SUBTITLE=
3 $LABEL = loadstep1
4 $EIGENVECTOR
5 $REAL OUTPUT
6 $SUBCASE ID =
7 $EIGENVALUE = 3.3203156E-07 MODE = 1
8   1   G   -5.58948E-04   -1.440632E-03   -1.181687E+00
9   -CONT-   1.838495E+00   -1.294282E+00   6.548511E-04
10  2   G   -5.772304E-04   -1.440632E-03   -1.130361E+00
11  -CONT-   1.838495E+00   -1.294282E+00   6.548511E-04
12  3   G   -5.955112E-04   -1.440632E-03   -1.079038E+00
13  -CONT-   1.838495E+00   -1.294282E+00   6.548511E-04

```

Figura 3.1: Screenshot del file .csv da analizzare

Il file presenta l'autovalore relativo a ogni modo e, subito sotto, per ogni nodo, sono stati rappresentati in due righe consecutive i valori degli autovettori relativi ai diversi gradi di libertà. A causa dell'elevato numero di modi e, soprattutto, di nodi, non è possibile creare le tabelle manualmente; per cui sono stati scritti i seguenti file Matlab:

- *EstrazioneMatrici.m* 10 l'obiettivo di questo codice è leggere il file .csv in modo da creare prima 6 matrici PHI, una per grado di libertà, con dimensione 725x12. Si ricorda che 725 è il numero di nodi, mentre 12 è il numero di modi analizzati. Infine, è stata assemblata un'unica matrice PHI finale a partire dalle prime sei.
- *CalcoloFattori di partecipazione.m* 9 è una funzione che contiene i passaggi matematici effettivi per ricavare i fattori di partecipazione free free in funzione della matrice PHI, del vettore lambda e del numero di modi rigidi, i quali, nel calcolo del fattore free-free, non devono essere considerati.
- *FattoriDiPartecipazione.m* 11 in cui è stata utilizzata la funzione 9 dopo aver richiamato la matrice PHI finale e inserito manualmente il vettore lambda,

grazie alla possibilità di averlo già pronto attraverso un ulteriore file `.out` di Hypermesh.

3.1.2 Utilizzo delle frequenze naturali e delle forme modali nel SHM

Come mostrato nell'equazione 3.2, il periodo proprio e, quindi, le frequenze naturali sono strettamente dipendenti dalla massa e dalla rigidezza della struttura. Proprio questa relazione rende le frequenze naturali ottimi parametri per monitorare e classificare i danni alla struttura. Mantendendo inalterata la massa, i danni, oltre a una perdita di rigidezza, comporteranno anche un abbassamento delle frequenze naturali.

Inoltre, lo studio attraverso le frequenze naturali presenta una serie di vantaggi dal punto di vista pratico:[20]

- È necessario conoscere la risposta dinamica della struttura a prescindere dall'utilizzo di queste informazioni per lo SHM.
- La raccolta di dati sperimentali riguardanti le vibrazioni è semplice e relativamente economica.
- Il livello di confidenza nel calcolo è molto alto e, laddove vi siano incertezze, è possibile effettuare misure in ambienti controllati per aumentare la sicurezza delle misurazioni.
- È possibile utilizzare software numerici, come i FEM, per identificare a priori i punti in cui effettuare le misurazioni, così come le variazioni delle frequenze dovute al cambiamento di rigidezza.[20]

In alcuni casi, anziche le frequenze naturali, si tende a monitorare direttamente le forme modali confrontando quelle danneggiate con quelle della struttura in condizioni nominali. La scelta è dovuta al fatto che le forme modali sono molto meno sensibili agli effetti ambientali e alle variazioni di temperatura rispetto alle frequenze naturali. Ulteriore vantaggio di questa scelta è che, contenendo informazioni spaziali, rende più semplice la localizzazione del danno.

Normalmente, il sopraccitato confronto tra i modi avviene sfruttando matrici per il confronto dei modi analoghi tra le strutture. I tipi di matrici utilizzati sono molteplici e possono essere utilizzate da sole o a supporto di altri metodi per il damage detection, che variano in funzione della struttura e del risultato di interesse.

Tra i tipi di matrici più utilizzati vi sono il Modal Assurance Criterion (MAC), una matrice che contiene valori relativi al grado di correlazione tra i modi; il Coordinate

Modal Assurance Criterion (COMAC), un evoluzione del MAC che sfrutta il modal node displacement, ed il Cross Orthogonality Check (COC), una matrice utilizzata per valutare il grado di ortogonalità tra autovettori.[20]

3.2 Caso studio: modello FEM della piastra

Come accennato in precedenza, la piastra è stata realizzata in laminato di carbonio, analogamente a molte strutture aerospaziali.

In particolare:

Le lamine sono costituite da una matrice epossidica, per applicazioni in cui è richiesta alta tenacità e resistenza all'urto, e tessuti in fibra di carbonio con armatura Batavia 2/2, caratterizzata da un intreccio diagonale che garantisce una buona drappeggiabilità e un aspetto superficiale regolare.

Il Pannello Sandwich è composto da un core realizzato in honeycomb in alluminio e due pelli esterne, sempre in alluminio, su cui vengono incollate le lamine in carbonio.

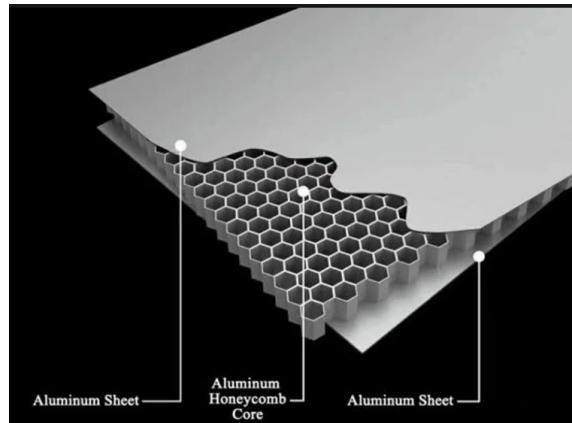
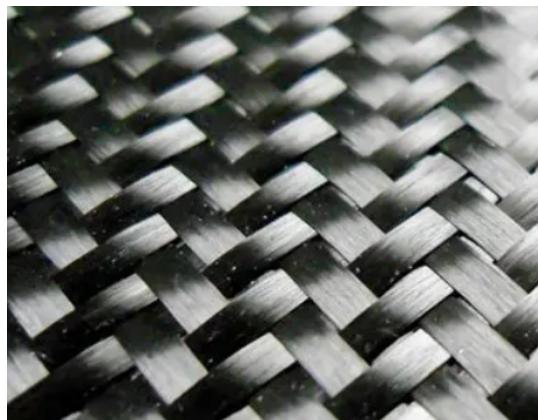


Figura 3.2: Immagini di esempio del Tipo di filato in carbonio[21] e di un pannello sandwich in Alluminio [22].

3.2.1 Geometria della piastra

La piastra è composta da:

- 4 fogli di laminato in fibra di carbonio, continui e planari 670 mm x 760 mm;
- nella zona centrale della piastra (550 mm x 550 mm) un core in alluminio, come il pannello in figura 3.2;
- 4 fogli di laminato in fibra di carbonio posti sopra il core, che lo ricoprono e si ricongiungono con gli altri fogli fino agli estremi della piastra.

Lo spessore dei fogli di laminato è di $0.66mm$ per un totale di $5.28mm$ nelle parti laterali della piastra, mentre il core il alluminio ha uno spessore di $10mm$, rendendo lo spessore massimo della piastra $15.28mm$ nella parte centrale.

Di seguito [3.3](#) è riportata la vista in sezione del CAD semplificato. Inoltre, la figura rende agevole il confronto tra le dimensioni dello spessore e il lato corto della piastra.

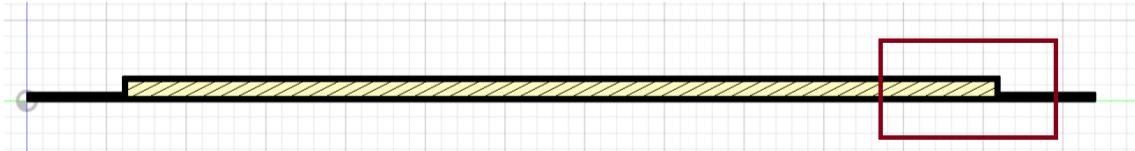


Figura 3.3: Vista in sezione della piastra

Mentre la figura [3.4](#) riporta il suo ingrandimento per consentire una migliore visualizzazione delle lamine e della differenza tra gli spessori.

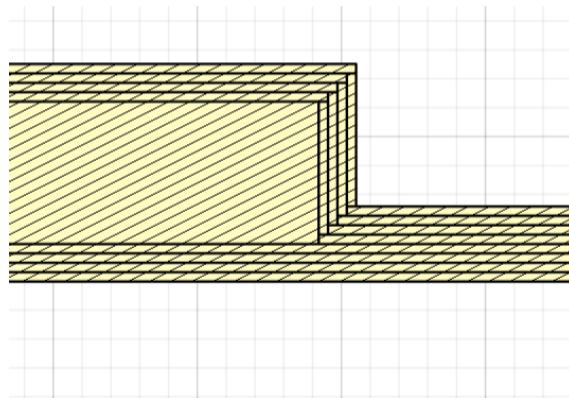


Figura 3.4: Ingrandimento dell'area evidenziata in figura [3.3](#)

Stabilità la geometria è ora possibile passare alla creazione del modello per l'analisi modale. Tutte le analisi modali in questa tesi sono stati effettuate utilizzando il software FEA *Altair* [®] *HyperMesh* [®] versione student.

3.2.2 Creazione del modello

Data la geometria, è stato scelto di modellare la lamina direttamente in *Hypermesh*, grazie a questa scelta è stato possibile creare il modello in modo più rapido e riducendone la complessità.

Essendo Hypermesh, come la maggior parte dei software per FEA, sprovvisto di unità di misura interne, è necessario inserire numeri puri, ponendo attenzione a mantenere la coerenza tra di essi. Avendo, quindi, la possibilità di creare il modello da zero è stato scelto di utilizzare le unità di misura di base del sistema internazionale,

per cui le dimensioni saranno in [m], i pesi in [kg] e le rigidezze in [Pa].

La creazione di un modello FEM può in generale essere suddivisa nei seguenti passaggi:

- Creazione della *mesh*, che definisce la geometria discreta del modello;
- Definizione dei materiali. In questa fase vengono specificati i parametri fisici e meccanici necessari per l'analisi;
- Creazione delle *properties*, che vengono associate alla mesh e fungono da collegamento tra la geometria e le caratteristiche del materiale;
- Applicazione di eventuali vincoli e carichi.

Nel caso di un analisi modale Free-Free, il corpo non è né vincolato né sottoposto a nessuna forza, motivo per cui sono stati seguiti solo i primi 3 punti.

Creazione Mesh

Essendo la geometria particolarmente semplice, per la creazione della mesh è stato possibile utilizzare semplicemente due superfici con centro comune, aventi la prima dimensione 0.55 m x 0.55 m e la seconda 0.67 m x 0.76 m.

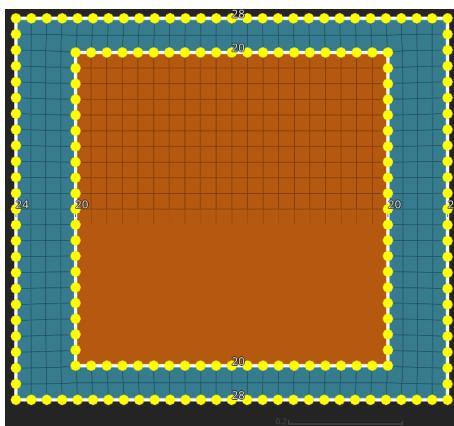


Figura 3.5: Modello della piastra in cui sono stati evidenziati i nodi laterali

È stato scelto di utilizzare elementi 2D (QUAD4) grazie all'importante differenza tra dimensioni e spessore, che nel punto più critico, corrispondente al massimo spessore, presenta un rapporto tra larghezza e spessore pari a 36. Tale approssimazione risulta, infatti, molto accurata per rapporti superiori a 10.

Stabilito il tipo di elementi, è stata effettivamente creata la mesh utilizzando 20 nodi per lato nella parte rinforzata, mentre per la parte non rinforzata sono stati usati 28 nodi nel lato lungo e 24 nel lato corto. Il ragionamento per la scelta del numero

di elementi è stato esposto in modo più approfondito nel paragrafo [3.2.5](#).

È stato quindi possibile mantenere gli elementi regolari come visibile in figura [3.5](#)

Definizione dei materiali

Per l'intero modello sono stati utilizzati 3 differenti *materiali* in totale: Alluminio, Honeycomb e Carbonio. Le caratteristiche fisiche dei diversi materiali sono state ricavate attraverso la ricerca di materiali analoghi a quelli utilizzati dall'azienda. In particolare, sono stati quindi consultati datasheet di leghe di alluminio, leghe di alluminio e, infine, laminati in carbonio, per avere valori verosimili.

L'alluminio, utilizzato per le pelli del pannello sandwich, è stato modellato come un Materiale isotropo attraverso MAT1

Solver Keyword:	MAT1
Name:	Alluminio
ID:	2
Color:	
Include:	[Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	MAT1
User Comments:	Hide In Menu/Export
E:	69000000000
G:	26000000000
NU:	0.3
RHO:	2730.0

Figura 3.6: MAT1 utilizzato per modellare le caratteristiche meccaniche dell'alluminio

Le caratteristiche necessarie sono quindi il modulo di young e il modulo di taglio, entrambi in Pa, e infine il coefficiente di Poisson e la densità in $\frac{kg}{m^3}$.

Invece, il carbonio utilizzato per le lamine e l'honeycomb utilizzato per il core del pannello Sandwich sono stati modellati come materiali ortotropi attraverso MAT8

Il ragionamento è analogo a quello per il MAT1; la principale differenza è dovuta al fatto che il modulo di Young e il modulo di taglio non sono uguali in tutte le direzioni, motivo per cui devono essere specificati.

Creazione delle Proprietà

Le *properties* servono ad associare le caratteristiche del materiale in determinate configurazioni (e.g spessore, orientamento) alla geometria della mesh.

In questo caso, ne sono state create 2, di tipo PCOMP utili a modellare laminati in modelli 2D. Le due PCOMP realizzate sono una "RInforzata" per la parte centrale

Solver Keyword:	MAT8
Name:	Carbon
ID:	1
Color:	■
Include:	■ [Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	MAT8
User Comments:	Do Not Export
E1:	6000000000
E2:	6000000000
NU12:	0.06
G12:	3500000000.0
G1Z:	1200000000.0
G2Z:	1200000000.0
RHO:	1460.0
Solver Keyword:	MAT8
Name:	Honeycomb
ID:	3
Color:	■
Include:	■ [Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	MAT8
User Comments:	Hide In Menu/Export
E1:	1000000.0
E2:	1000000.0
NU12:	0.3
G12:	25000000.0
G1Z:	30000000.0
G2Z:	30000000.0
RHO:	83.0

Figura 3.7: MAT8 utilizzati per modellare le caratteristiche rispettivamente dei laminati in carbonio e dell'honeycomb

della piastra che contiene il core in alluminio e una "NonRinforzata" per le parti laterali con un numero inferiore di strati.

Sono stati creati un PCOMP per la parte centrale della piastra e un PCOMP per la parte non rinforzata

Come mostrato nella figura 3.8, per entrambe le proprietà sono stati definiti il numero di lamine, il loro spessore e l'orientamento di ogni lamina.

Essendo le PCOMP specifiche per i modelli 2D distribuiscono gli spessori a partire dalla mesh a cui vengono attribuiti. Se non specificato, utilizzano la mesh come superficie media della proprietà, che in questo caso non sarebbe stata una scelta coerente con la piastra reale. L'ultimo passaggio relativo alle proprietà è stato quindi quello di specificare che gli elementi della mesh dovranno rappresentare la posizione della lamina più bassa attraverso l'opzione $z0=\text{bottom}$.

3.2.3 Risultati del modello

Di seguito si riportano ora i risultati dell'analisi modale. Essendo l'analisi Free-Free, primi 6 modi rappresentano i modi rigidi della piastra con frequenze praticamente nulle e solo a partire dal modo 7 appaiono i modi elastici.

Rinforzata	1	0	2D	PCOMP	0.01528
Number_of_Plies =					
	MID	T	THETA		
1	(2) Carbon	0.00066	0.0		
2	(2) Carbon	0.00066	90.0		
3	(2) Carbon	0.00066	0.0		
4	(2) Carbon	0.00066	90.0		
5	(4) Alluminio	0.0006	90.0		
6	(3) Honeycomb	0.0088	0.0		
7	(4) Alluminio	0.0006	0.0		
8	(2) Carbon	0.00066	0.0		
9	(2) Carbon	0.00066	90.0		
10	(2) Carbon	0.00066	0.0		
11	(2) Carbon	0.00066	90.0		
NonRinforzata	2	0	2D	PCOMP	0.00528
Number_of_Plies =					
	MID	T	THETA		
1	(2) Carbon	0.00066	0.0		
2	(2) Carbon	0.00066	90.0		
3	(2) Carbon	0.00066	0.0		
4	(2) Carbon	0.00066	90.0		
5	(2) Carbon	0.00066	0.0		
6	(2) Carbon	0.00066	90.0		
7	(2) Carbon	0.00066	0.0		
8	(2) Carbon	0.00066	90.0		

Figura 3.8: PCOMP dei due tipi di laminato presenti nella piastra

Modo	Frequenza Naturale	Modo	Frequenza Naturale
1	9.447669E-05	7	73.31177
2	9.755101E-05	8	207.6475
3	9.911930E-05	9	216.6633
4	7.727697E-04	10	225.6790
5	7.797187E-04	11	233.0511
6	8.435755E-04	12	350.6167

Tabella 3.1: Valori modali calcolati

Nonostante siano state riportate tutte per completezza, le frequenze che verranno utilizzate per il confronto sono solo le frequenze dei modi elastici (dalla 7 alla 12).

Si noti che le frequenze sono, a causa di condizioni a contorno e materiali non identici a quelli reali, approssimative.

Infine, di seguito sono riportati i modi propri della piastra relativi a ogni frequenza naturale riportata in tabella.

Determinare i modi è utile e la loro deformata permette di individuare sia i punti su cui posizionare i sensori, sia i punti su cui effettuare l'impatto durante la prova con martello strumentato.

Tutte le immagini sono state catturate dalla stessa prospettiva per rendere riconoscibili il lato corto (lungo y) e il lato lungo (lungo x).

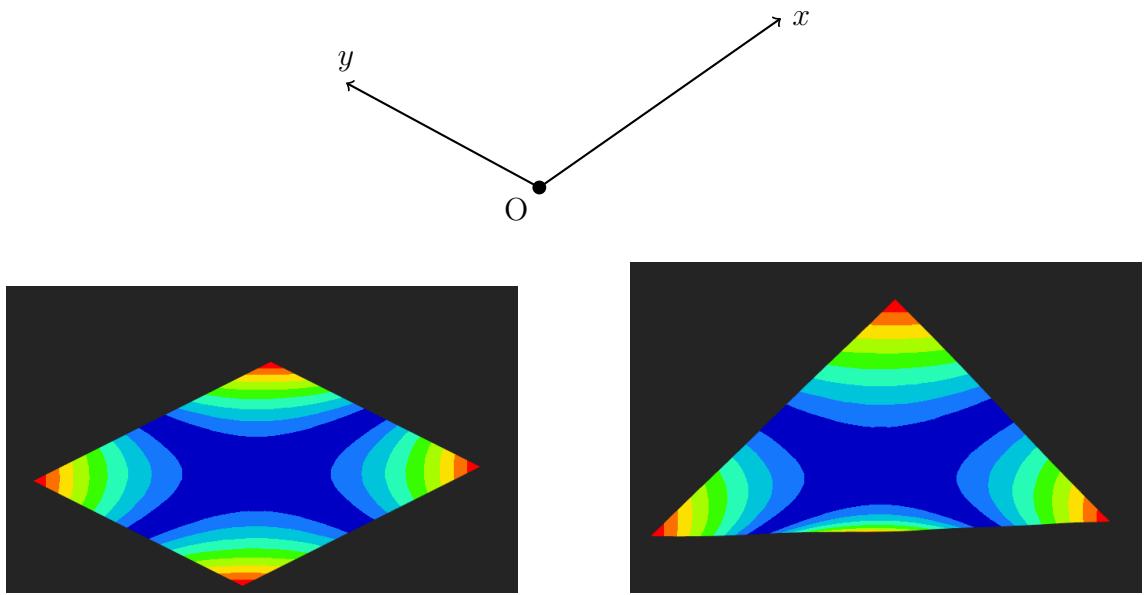


Figura 3.9: Modo 7 in configurazione di partenza e deformata

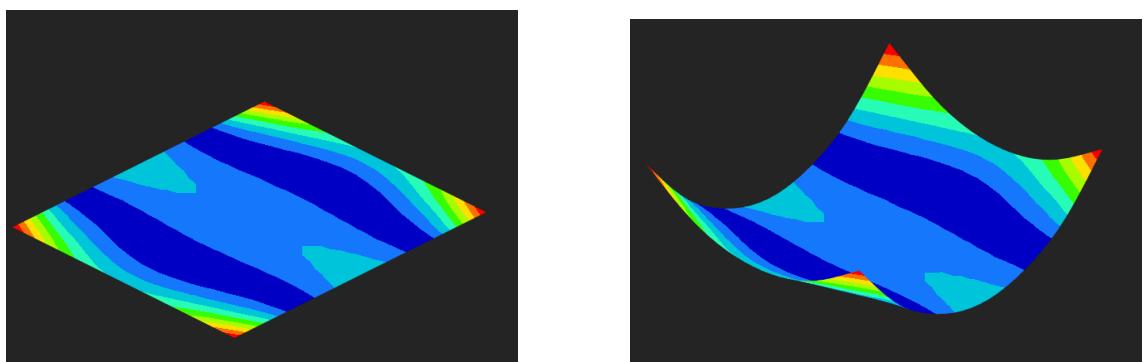


Figura 3.10: Modo 8 in configurazione di partenza e deformata

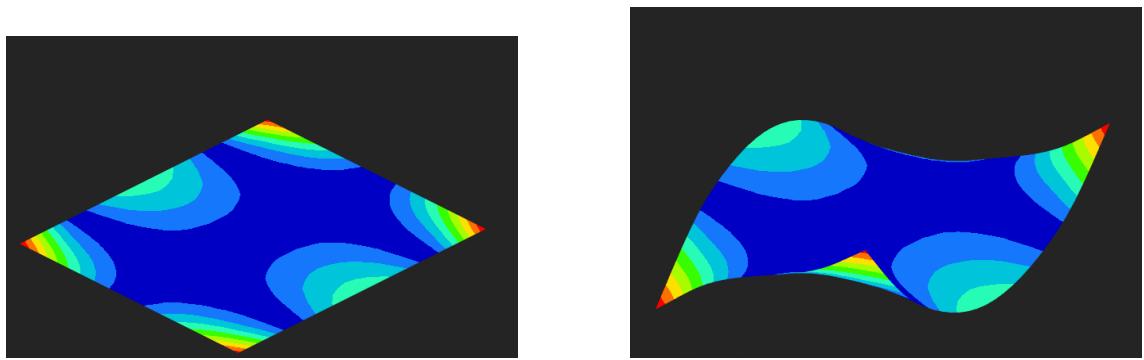


Figura 3.11: Modo 9 in configurazione di partenza e deformata

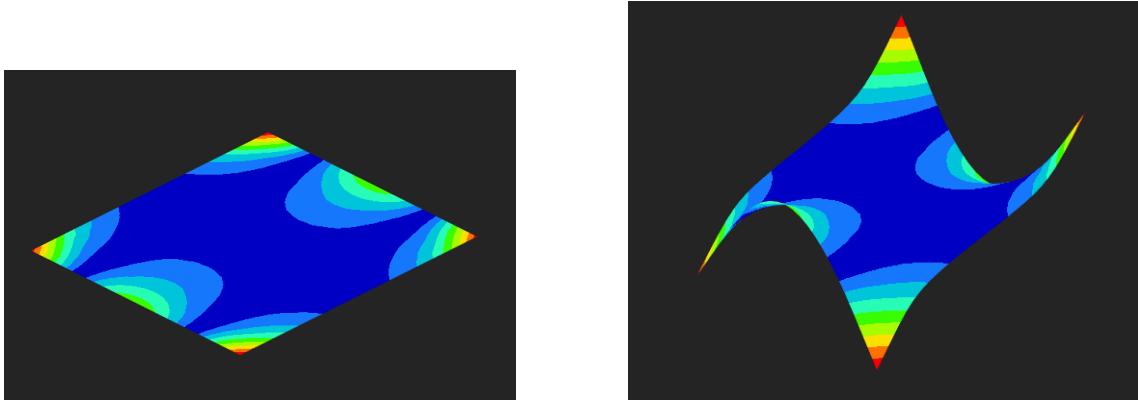


Figura 3.12: Modo 10 in configurazione di partenza e deformata

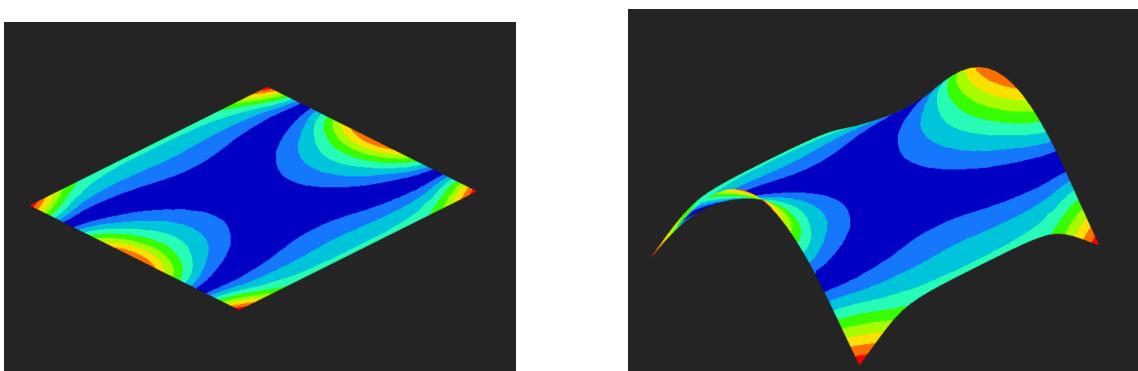


Figura 3.13: Modo 11 in configurazione di partenza e deformata

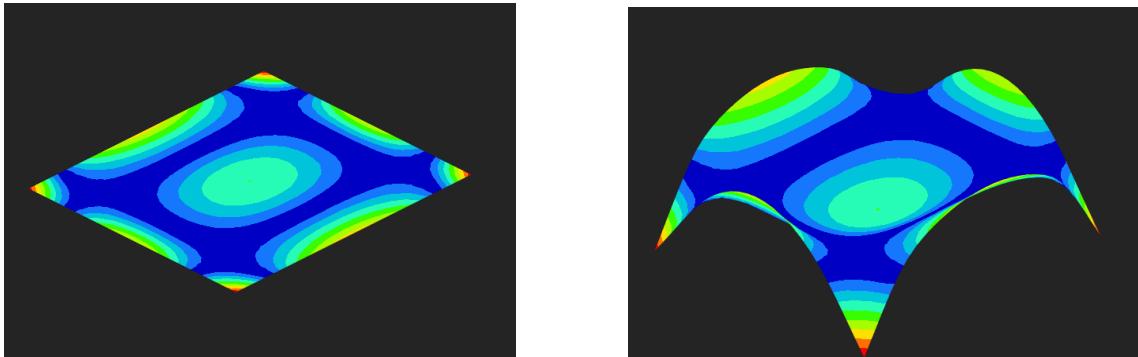


Figura 3.14: Modo 12 in configurazione di partenza e deformata

3.2.4 Selezione dei punti per la linea di misura

I punti della piastra da sensorizzare sono stati individuati all'interno degli elementi che presentano la massima *elemental kinetic energy*, in quanto rappresentano le zone maggiormente sollecitate dalle vibrazioni [19].

Una volta individuati i punti, è possibile osservare che, per tutti i modi analizzati,

le aree più sollecitate risultano essere quelle ai bordi. Tale risultato è coerente con quanto atteso, poiché le frequenze considerate sono le più basse e i bordi presentano un rapporto rigidezza-massa inferiore rispetto alla parte centrale rinforzata.

Per questo motivo, la maggior parte dei punti da sensorizzare è stata posizionata proprio nelle zone vicine ai bordi. Inoltre, è opportuno evitare di avere dei sensori troppo vicini poiché in questo tipo di analisi sarebbero solamente un costo aggiuntivo.

Infine, utilizzando il kapton per incollare i sensori alla piastra, vi è la possibilità di muovere l'intera linea tra una prova e l'altra.

Considerando tutti questi fattori, è stata realizzata una griglia 3×3 , le cui coordinate sono mostrate nella tabella 3.2

Nodo	X [mm]	Y [mm]
54	-327	-250
63	-327	0
72	-327	250
354	0	-250
363	0	0
372	0	250
654	327	-250
663	327	0
672	327	250

Tabella 3.2: Coordinate dei nodi scelti per la sensorizzazione, con origine degli assi posto al centro della piastra (nodo 363)

In questo modo, è stato possibile eseguire l'analisi utilizzando un'unica linea costituita da tre sensori.

Analogamente alla piastra, la griglia ha forma rettangolare per cui è stato necessario scegliere uno dei due lati per dimensionare la linea di misura. In particolare, è stato scelto di posizionare la linea lungo il lato maggiore della piastra, opzione considerata vantaggiosa per due motivi:

- il lato lungo risulta essere il più sollecitato; per questo motivo è preferibile acquisire i dati in un'unica prova, piuttosto che suddividerli in tre prove distinte con un solo punto per ciascuna;
- scegliendo il lato lungo, le distanze tra i punti consentono, se necessario, di realizzare ulteriori prove posizionando la linea di sensori lungo il lato corto, permettendo così di variare anche l'angolo del sensore rispetto al lato maggiore.

3.2.5 Studio di convergenza della Mesh

Al fine di garantire la stabilità numerica e la significatività dei risultati modali, è stato condotto uno studio di convergenza della mesh.

Poiché la geometria è relativamente semplice e permette una discretizzazione 2D grazie allo spessore ridotto, è necessario un numero limitato di elementi per ottenere risultati significativi. Sono quindi state considerate tre mesh globali:

- **Grossolana:** circa 100 elementi;
- **Media:** circa 750 elementi;
- **Fine (rif.):** circa 1500 elementi.

Le prime tre frequenze naturali significative sono state monitorate per valutare la convergenza. La mesh fine è assunta come riferimento e l'errore relativo percentuale è calcolato come:

$$\varepsilon_i = \frac{|f_i^{(\text{mesh})} - f_i^{(\text{fine})}|}{f_i^{(\text{fine})}} \times 100 \text{ \%}.$$

I risultati dell'analisi di convergenza sono stati riportati nella tabella 3.3.

Mesh	Frequenze [Hz]			Errore vs fine [%]		
	f_1	f_2	f_3	ε_1	ε_2	ε_3
Grossolana	72.6767	198.7369	202.5943	0.86	4.29	5.62
Media	73.3117	207.6475	214.6633	0.02	0.2	0.13
Fine (rif.)	73.3217	207.9475	214.9633	—	—	—

Tabella 3.3: Convergenza della mesh sulle prime tre frequenze proprie.

Se l'errore tra la mesh utilizzata e quella molto fine risulta inferiore al 2–3%, la convergenza può essere considerata soddisfacente e può essere adottata per le analisi modali e strutturali in generale.

La Mesh grossolana risulta già adeguata per l'analisi della prima frequenza, ma non è sufficientemente fine per analizzare adeguatamente le rimanenti.

La Mesh media, al contrario, è ampiamente al di sotto della soglia del 2% stabilità, motivo per cui sarebbe possibile utilizzare una mesh intermedia tra essa e quella grossolana, pur mantenendo un adeguato livello di precisione.

È stato scelto di continuare con questa, principalmente perché si è ritenuto opportuno posizionare i sensori sopra ai nodi che mostrano gli spostamenti modali più elevati, motivo per cui una mesh leggermente più fine del necessario permette di

posizionarli esattamente nel punto di massimo. Inoltre, permette di mantenere un errore più basso anche nelle frequenze successive alle prime tre. Si noti che, comunque, grazie al numero basso di nodi ed elementi, anche nella configurazione media, la scelta non appesantisce eccessivamente il calcolo .

3.2.6 Condizioni al contorno

Nel modello agli elementi finiti, la piastra è stata analizzata in condizioni ideali di tipo *free-free*, al fine di determinare le frequenze proprie e le forme modali del componente non vincolato.

Tale approccio consente di ottenere una base di riferimento puramente numerica, indipendente dai vincoli di prova, utile per l'identificazione e il confronto dei modi globali di flessione e torsione.

Durante le prove sperimentali, descritte nel Capitolo 4, non sarà possibile riprodurre perfettamente il modello *free-free*. Per rendere minima l'interazione con i vincoli e approssimare il sistema libero, sono state valutate due possibili strade equivalenti: sospendere la struttura mediante supporti elastici a elevata cedevolezza, oppure poggiare la struttura su un pezzo di spugna a bassa rigidezza, in modo da ridurre al minimo l'interazione con i vincoli e approssimare un sistema libero. L'effetto residuo di tali vincoli sarà analizzato e quantificato nel confronto tra risultati sperimentali e numerici, evidenziando eventuali scostamenti nelle frequenze più basse, tipicamente più sensibili alle condizioni di bordo.

3.3 Analisi modale preliminare del monoscocca

La piastra utilizzata nel caso studio, è stata fornita da un'azienda che lavora nel campo delle hypercar. Infatti, l'utilizzo dei materiali compositi li rende appetibili anche al di fuori del campo aerospaziale quando sono richieste alte performance.

Di seguito è presentata brevemente l'analisi modale preliminare del monoscocca, utile a vedere come il processo utilizzato per la piastra sia replicabile su strutture più complesse.

Oltre all'aumento di complessità dovuto alla geometria nel caso del monoscocca va considerato che il numero di lamine utilizzate varia in funzione dei carichi da sopportare da zona in zona, Inoltre, non tutte le zone prevedono il core in alluminio ma sono realizzate semplicemente in laminato analogamente ai laterali della piastra.

3.3.1 Creazione del modello

La complessità della geometria ha reso necessario realizzare il modello a partire dal CAD del monoscocca, fornito dall'azienda che lo ha realizzato attraverso superfici.

Il modello CAD è stato quindi diviso in 14 "componenti" diversi, contraddistinti in figura 3.16 da colori diversi. Ogni componente è composto da parti con stessa composizione e numero di laminati.

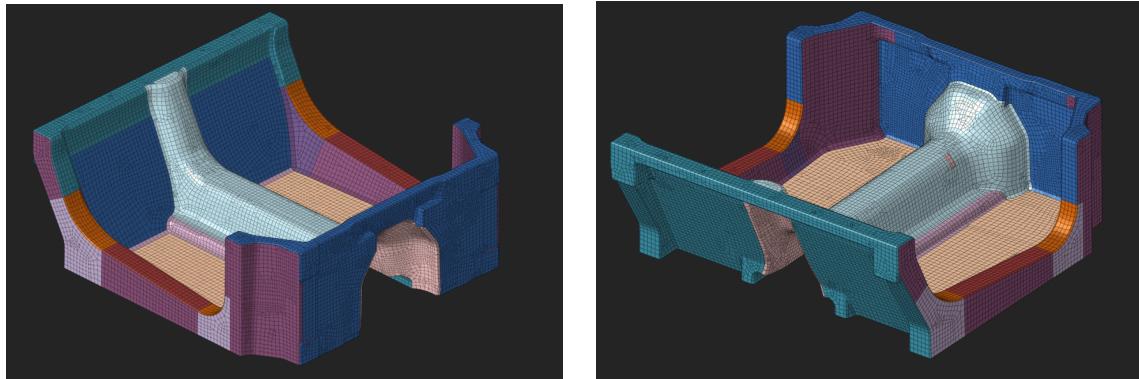


Figura 3.15: Rappresentazione fronte e retro del modello ad elementi finiti del monoscocca

L'intero modello, sia nel caso di componenti completamente in fibra di carbonio, come il tunnel centrale, sia per quelli contenenti il core in alluminio, è stato modellato attraverso elementi 2D (QUAD8).

Questa scelta è dovuta principalmente a due fattori:

- Tutte le parti del monoscocca presentano elementi con lunghezza e larghezza significativamente più grandi dello spessore, rendendo la modellazione attraverso elementi 2D, anche per una geometria così complessa, valida per uno studio preliminare.
- La versione student di *Hypermesh* presenta limitazioni sul numero di nodi nella creazione della mesh (100000 nodi) che sono state quasi raggiunte dal modello completamente in 2D (94450 nodi). Per questo motivo, la creazione di una mesh 3D, che richiede un numero maggiore di nodi per singolo elemento, diventa proibitiva se non al costo di renderla eccessivamente grossolana.

Finita questa piccola introduzione del monoscocca, e delle scelte fatte per ottenerne i risultati di questa analisi preliminare, nel prossimo paragrafo si riporteranno brevemente i risultati ottenuti.

La scelta è relativa al fatto che il fulcro della tesi è il confronto tra le misure sperimentali, effettuate solamente sulla piastra, e il modello FEM piuttosto che sulla creazione di quest'ultimo.

3.3.2 Risultati del modello

Di seguito è quindi riportata, analogamente a quanto fatto per la piastra la tabella contenente le frequenze naturali, e una rappresentazione grafica dei modi brevemente commentate. Si noti però che le frequenze naturali del monoscocca differiscono di molto da quelle della piastra nonostante l'utilizzo di materiale uguale nella maggior parte della struttura a riprova di come la geometria e le connessioni dei componenti influenzino l'analisi.

Modo	Frequenza Naturale	Modo	Frequenza Naturale
1	4.117634E-03	8	70.70999
2	4.185447E-03	9	114.5631
3	4.313222E-03	10	146.9100
4	7.236317E-03	11	147.4315
5	2.171063E-02	12	191.9822
6	2.536487E-02	13	193.2140
7	58.37224	14	199.6866

Tabella 3.4: Frequenze naturali del monoscocca

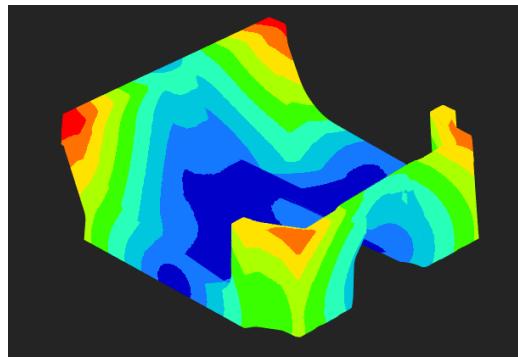
I primi 6 modi con frequenze praticamente nulle rappresentano i moti rigidi del corpo, come spiegato all'inizio del capitolo.

I modi 7, 8 e 9, invece, sono effettivamente i primi modi elastici della struttura e sono modi globali che coinvolgono l'intera struttura.

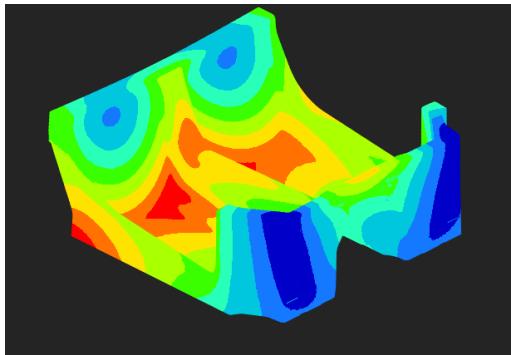
Il modo 7 rappresentato nella figura 3.16a è un modo flessionale ed è legato alla rigidezza torsionale della struttura lungo l'asse principale.

Il modo 8 rappresentato nella figura 3.16b è un modo che presenta componenti principalmente torsionali, ma anche flessionali.

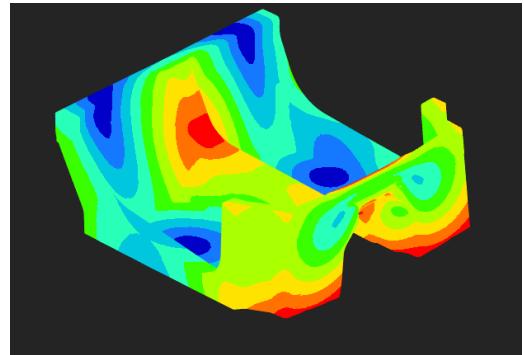
Il modo 9 rappresentato nella figura 3.16c è infine il secondo modo flessionale.



(a) Modo 7



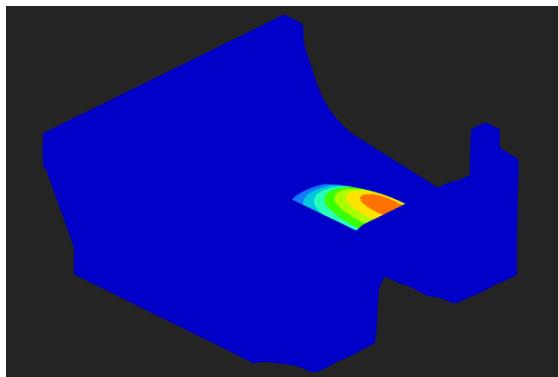
(b) Modo 8



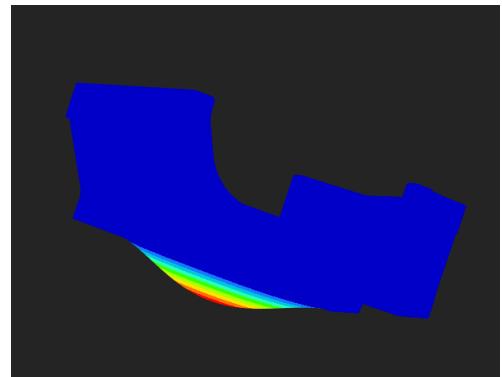
(c) Modo 9

Figura 3.16: Modi elastici globali della struttura

Infine, i modi dal 10 al 14, che hanno frequenze naturali abbastanza ravvicinate, sono modi locali. Di seguito è raffigurato il modo 10 come esempio rappresentativo



(a) Vista dall'alto del modo 10



(b) Vista laterale del modo 10

Figura 3.17: Modo locale della struttura

Il modo, al contrario dei precedenti, è asimmetrico, motivo per cui alla vista dall'alto, utilizzata per tutti gli altri modi, è stata affiancata la vista laterale per permettere di visualizzare anche la deformazione verso il basso, la quale è stata amplificata per aumentarne la visibilità.

Con i risultati brevemente commentati in questo paragrafo, riportati per completezza e perchè utili a mostrare una possibile applicazione, si è deciso di concludere la parte dedicata al monoscocca. Motivo per cui da questo momento in poi la tesi sarà concentrata esclusivamente sulla piastra.

4 Creazione della linea di misura

In questo capitolo viene descritta la fase sperimentale del lavoro, comprendente la preparazione del set-up di misura e l'esecuzione dei test. Viene innanzitutto illustrato il processo di realizzazione della linea di misura basata su sensori a reticolo di Bragg, seguito dalla presentazione della strumentazione impiegata nel test e dalla documentazione delle diverse prove di acquisizione dei dati.

4.1 Creazione della linea di misura tramite splicing

Come anticipato nel paragrafo 3.2.4, è possibile realizzare una linea di misura attraverso lo splicing di fibre con Fibre Bragg Grating prescritti.

Questa scelta viene normalmente effettuata per motivi economici e organizzativi; non richiede, infatti, di avere accesso a macchinari che comporterebbero un investimento economico che potrebbe risultare proibitivo.

Essendo il metodo utilizzato in questa tesi, di seguito è presentata una tabella contenente i principali vantaggi e svantaggi di questo processo.

Tabella 4.1: Vantaggi e svantaggi dell'utilizzo di FBG pre-scritte collegate tramite splicing.

Vantaggi	Svantaggi
Permette un controllo preciso delle lunghezze d'onda: le FBG sono prodotte in ambiente controllato con elevata accuratezza spettrale.	Introduce una perdita ottica cumulativa dovuta alle giunzioni (tipicamente 0.05–0.1 dB per splice).
Riduce il rischio di errori nella scrittura dei reticolati, evitando difetti dovuti al processo di fabbricazione in-lab.	Le giunzioni sono più vulnerabili a stress, vibrazioni e micro-piegature.
Rende più ripetibili e affidabili le caratteristiche ottiche (riflettività, banda e lunghezza d'onda di Bragg).	Se protette introduce un aumento dello spessore locale dovuto alle giunzioni, che possono creare discontinuità nella laminazione.

Vantaggi	Svantaggi
Facile integrazione modulare della catena: aggiunta o sostituzione di singole FBG.	Il processo di assemblaggio è più lento: richiede spogliatura, allineamento preciso, fusione e applicazione delle protezioni.
Riduzione dei costi di attrezzatura: non è necessario disporre di un sistema laser per la scrittura dei reticolati.	Rischio di danneggiamento delle FBG vicine alla giunzione in caso di arco elettrico eccessivo o allineamento errato.
Possibilità di pre-test di ogni sensore prima dell'integrazione nel componente.	Limitazioni di routing: le protezioni delle giunzioni possono ostacolare l' inserimento in strati sottili o curvature ridotte.
—	Costi operativi più elevati dovuti al tempo macchina della giuntatrice e alla necessità di personale qualificato.

Tabella 4.1: Vantaggi e svantaggi dell'utilizzo di FBG pre-scritte collegate tramite splicing.

4.1.1 Scelta delle Fibre

Le fibre contenenti le FBG vengono fornite con le lunghezze d'onda nominali già calibrate. Inoltre, a ogni fibra è associata un etichetta tecnica, come quella presente nella foto esemplificativa 4.1, e un datasheet.



Figura 4.1: Etichetta con informazioni tecniche su fibra con sensore a reticolo di Bragg

Grazie a questi documenti, è possibile ottenere diverse informazioni, come il metodo di produzione del sensore, il tipo di fibra utilizzata, ma anche la lunghezza d'onda di Bragg del reticolo, il rapporto di soppressione dei lobi laterali (SLSR) e la quantità di luce riflessa.

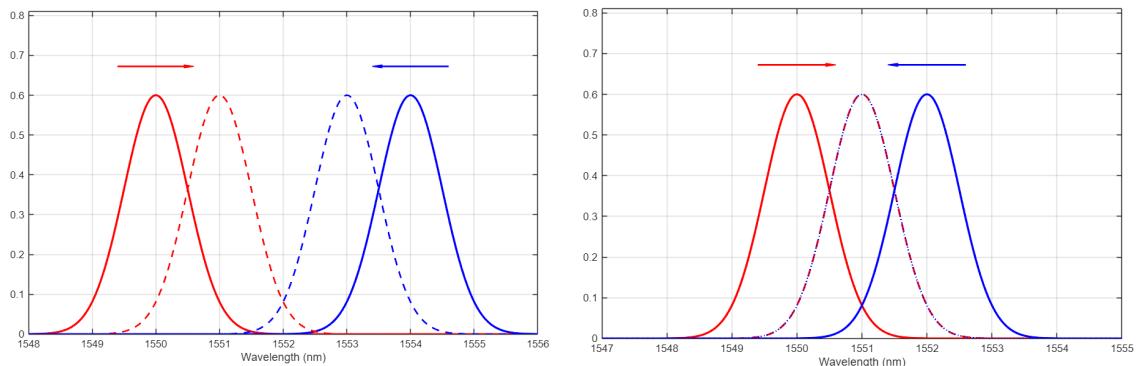
Queste informazioni fungono da discriminanti per la scelta dei sensori. Infatti, alcuni determinano la qualità dei dati raccolti; nel caso in esame, la qualità spettrale è alta poiché i sensori hanno un ottimo SLRL ($> 25 \text{ dB}$) e una larghezza del picco riflesso bassa (0.3 nm).

Altre caratteristiche dipendono dalla catena; ad esempio, la riflessività scelta, che con 3 sensori deve essere medio alta, in quanto una riflessività troppo alta potrebbe saturare l'interrogatore.

Infine, vanno selezionate delle lunghezze di Bragg adeguate per ogni sensore che permettano di distinguere i segnali durante tutta la prova, in questo caso 1550 nm, 1554 nm e 1558 nm. In particolare, va prestata attenzione allo spostamento dei picchi in seguito a deformazioni e al range spettrale visualizzabile all'aumentare della frequenza di campionamento f_s ; entrambi i fenomeni vengono, quindi, trattati di seguito.

Distanziamento dei picchi

La necessità di distanziare le lunghezze di Bragg λ_B degli FBG nasce proprio dal meccanismo sfruttato per effettuare le misure. Infatti, a seguito della deformazione dei sensori, la frequenza riflessa cambia. Analizzando l'equazione 2.9, è possibile osservare che, nel caso di una trazione $\varepsilon > 0$, la frequenza di Bragg aumenta, con il relativo picco che si sposta a destra; al contrario, in caso di contrazione, la frequenza si riduce ed il picco si sposta a sinistra. Se le deformazioni sono tali da portare i picchi ad avvicinarsi, possono insorgere problemi di sovrapposizione, come rappresentato nella figura esemplificativa 4.2



(a) Distanza iniziale tra i picchi sufficiente (b) Distanza iniziale tra i picchi insufficiente

Figura 4.2: Rappresentazione dello spostamento dei picchi di due FBG in serie

Nel caso 4.2a, nonostante l'FBG1, in rosso, e l'FBG2, in blu, siano sottoposti rispettivamente a trazione e compressione, che portano i picchi ad avvicinarsi, la distanza è sufficiente per mantenere i picchi ben distinguibili. Nel caso 4.2b, invece, la distanza è insufficiente e porta a una sovrapposizione dei picchi che non sono più distinguibili; non si può sapere se i valori intorno a 1551 nm rilevati dall'interrogatore siano dovuti al FBG1 o al FBG2. Si noti che, nonostante sia stato rappresentato un caso estremo, anche due picchi molto vicini ma non sovrapposti potrebbero creare problemi analoghi.

Frequenza di campionamento

La frequenza di campionamento f_s è definita come il numero di misurazioni che un sistema di acquisizione effettua in un secondo su un segnale continuo. Essa è pari all'inverso del tempo di campionamento T_s , ovvero dell'intervallo temporale tra due campioni consecutivi:

$$f_s = \frac{1}{T_s}$$

Ne consegue che, all'aumentare del tempo di campionamento T_s , la frequenza di campionamento f_s diminuisce e viceversa.

Un valore più alto di f_s consente di catturare variazioni più rapide del segnale, con relativi vantaggi:

- possibilità di analizzare frequenze più elevate. Il teorema di Shannon, infatti, mette in relazione la massima frequenza analizzabile e la frequenza di campionamento, che deve essere almeno il doppio della prima[23].
- Migliore distinzione delle frequenze di modi di vibrare vicini.
- Miglior rappresentazione dei carichi impulsivi che altrimenti rischiano di sembrare piatti.
- Riduzione del rischio di aliasing, evitando che le frequenze più alte vengano ridistribuite in frequenze più basse.
- Latenza minore nel caso di sistemi con feedback

Allo stesso tempo, ridurre il tempo tra le acquisizioni dei dati comporta alcuni svantaggi, quali:

- Riduzione del range spettrale analizzabile a causa del fatto che l'interrogatore non ha il tempo di analizzare il range iniziale, dovendo fare misurazioni più vicine.

- Possibile peggioramento del rapporto segnale/rumore (SNR), in quanto la ridotta integrazione ottica diminuisce l'energia raccolta ad ogni misura.
- Volume di dati significativamente maggiore, con conseguente aumento dell'occupazione di memoria, della banda richiesta per il trasferimento dei dati e del carico computazionale necessario per l'elaborazione in tempo reale.

Tra gli svantaggi nominati, proprio la riduzione del range spettrale potrebbe portare all'esclusione di alcuni dei picchi degli FBG se troppo distanti, come mostrato nelle immagini di esempio 4.3

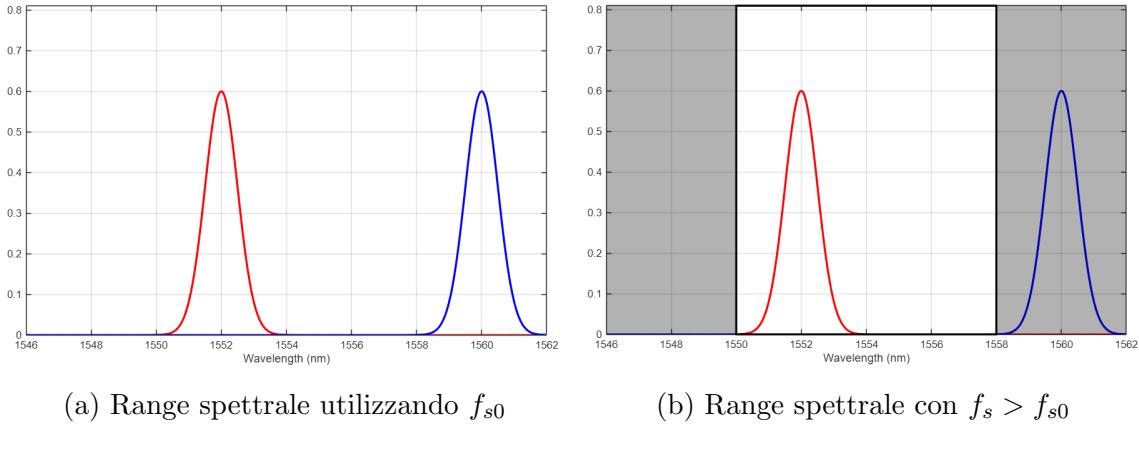


Figura 4.3: Rappresentazione del cambiamento del range al seguito di un aumento della frequenza di campionamento

Come mostrato in figura, anche se con la frequenza di campionamento di base, entrambi i picchi sono visibili; aumentando la frequenza, la zona rappresentata in nero opaco diventa non visibile e si perdono le informazioni sul picco di FBG2, in Blu.

4.1.2 Preparazione delle fibre

Una volta scelte le fibre contenenti le FBG con le lunghezze d'onda nominali adeguate, vanno preparate prima della giunzione.

In ordine, è necessario

1. Tagliare la fibra in eccesso; essendo la distanza tra due sensori consecutivi, a seguito dei ragionamenti precedentemente esposti, è di 327 mm. Questo primo taglio verrà effettuato approssimativamente a 200 mm. Infatti, per entrambe le fibre, oltre la metà della distanza esatta, sono stati mantenuti alcuni millimetri di sicurezza, che verranno ridotti ad un valore preciso nel punto 4.

2. Spogliare la fibra del coating per alcuni millimetri; in generale, il coating viene mantenuto almeno lungo la semidistanza.
3. Pulire la fibra con alcool isopropilico per rimuovere residui e particolato;
4. Tagliare nuovamente la fibra con un apposito tagliacavi (figura 4.4). In questo caso, il taglio è più preciso; vengono mantenuti 10 mm tra quelli spogliati in precedenza, e il taglio deve essere a 90° con al massimo 1° di errore.



Figura 4.4: Foto del Cleaver utilizzato per l'ultimo taglio delle fibre

4.1.3 Allineamento e giunzione

Le estremità sono posizionate nella giuntatrice a fusione 4.5, che, mediante telecamere e attuatori micrometrici, permette l'allineamento dei nuclei per minimizzare le perdite.



Figura 4.5: Foto dello Splicer durante l'operazione

A questo punto, l'arco elettrico controllato fonde le estremità, creando una fibra continua con tipica perdita d'inserzione < 0.1 dB.

È importante mantenere sempre una distanza minima tra la zona di giunzione e il reticolo di ogni fibra.

4.1.4 Protezione della giunzione

La giunzione crea un indebolimento lungo la fibra, motivo per cui in alcune applicazioni viene protetta con:

- manicotto termoretraibile (protezione localizzata e rapida),
- oppure protezione rigida (quarzo/ceramica) quando sono richieste robustezza e stabilità dimensionale.

Nel caso di integrazione in materiali compositi o laminati adesivi, la protezione mitiga micro-piegamenti e sollecitazioni locali che potrebbero alterare lo spettro riflesso delle FBG. In considerazione delle applicazioni della fibra utilizzata in questa tesi, semplicemente incollata con nastro adesivo Kapton e soggetta a sollecitazioni basse e controllate, si è ritenuto opportuno non utilizzare ulteriori protezioni che avrebbero richiesto di maneggiare la fibra e indurre stress.

4.1.5 Crescita della catena di Sensori

Infine, viene testato il funzionamento della parte di catena già montata e, se funzionante, il ciclo di preparazione–allineamento–splicing–protezione viene ripetuto per ciascuna FBG fino a ottenere una catena [4.6](#) interrogabile con un singolo interrogatore ottico.



Figura 4.6: Linea di misura con FBG, splicing e interrogatore.

5 Prima Campagna Sperimentale

Una volta completata la linea di misura, è stato possibile effettuare la prova per la misurazione delle frequenze naturali della struttura. Poichè la misura sperimentale attraverso i sensori FBG è parte fondamentale della tesi, si è ritenuto opportuno effettuare una prova complementare con accelerometri. Questi ultimi forniscono infatti un riferimento indipendente, utile a valutare l'affidabilità delle misure ottenute dalle fibre ottiche.

Il confronto sperimentale è significativo perchè i valori ottenuti dal modello FEM sono influenzati da approssimazioni necessarie e differiscono dal setup reale a causa di fattori come i vincoli o il materiale utilizzato, che è simile ma non identico.

5.1 Setup del test

Il test dinamico è stato eseguito utilizzando un martello strumentato, un set di accelerometri piezoelettrici e la linea di misura basata su sensori FBG. In questa sezione vengono descritti l'attrezzatura utilizzata, la configurazione dei sensori, i parametri di acquisizione e la procedura sperimentale seguita.

5.1.1 Attrezzatura e software utilizzati

Il setup sperimentale comprende:

- **Martello strumentato:** martello con cella di forza integrata e punta di media durezza, caratterizzato da una sensibilità di 2.2 mV/N . Questo tipo di punta consente di eccitare in modo efficace le prime frequenze naturali e, allo stesso tempo, semplifica la tecnica per effettuare la martellata, migliorando la ripetibilità dei colpi.
- **Accelerometri piezoelettrici ICP:** sensori con elettronica integrata e sensibilità pari a 100 mV/g , montati sulla superficie del campione mediante fissaggio adesivo. Gli accelerometri sono stati collegati a un'unità di acquisizione compatibile con sensori ICP/IEPE.
- **Sensori FBG:** la linea di misura realizzata nel capitolo 4. Nella linea sono presenti tre sensori, incollati sulla superficie della piastra mediante adesivo Kapton.

- **Interrogatore ottico:** modello SmartScan, con 4 canali capaci di acquisire informazioni da un massimo di 16 reticolli per canale. La frequenza di campionamento è impostabile e, per la prova in questione, è stata scelta $f_s = 2.5 \text{ kHz}$.
- **Software di acquisizione accelerometrica:** *Simcenter Testlab*, utilizzato per la registrazione dei segnali di accelerazione.
- **Software interrogatore FBG:** *SmartSoft*, usato per monitorare le lunghezze d'onda riflesse in tempo reale.
- **Software di post-processing:** *MATLAB* per l'analisi spettrale e l'identificazione delle frequenze.

5.1.2 Posizionamento sensori e punti di impatto

Di seguito sono rappresentate schematicamente le 3 configurazioni dei sensori.

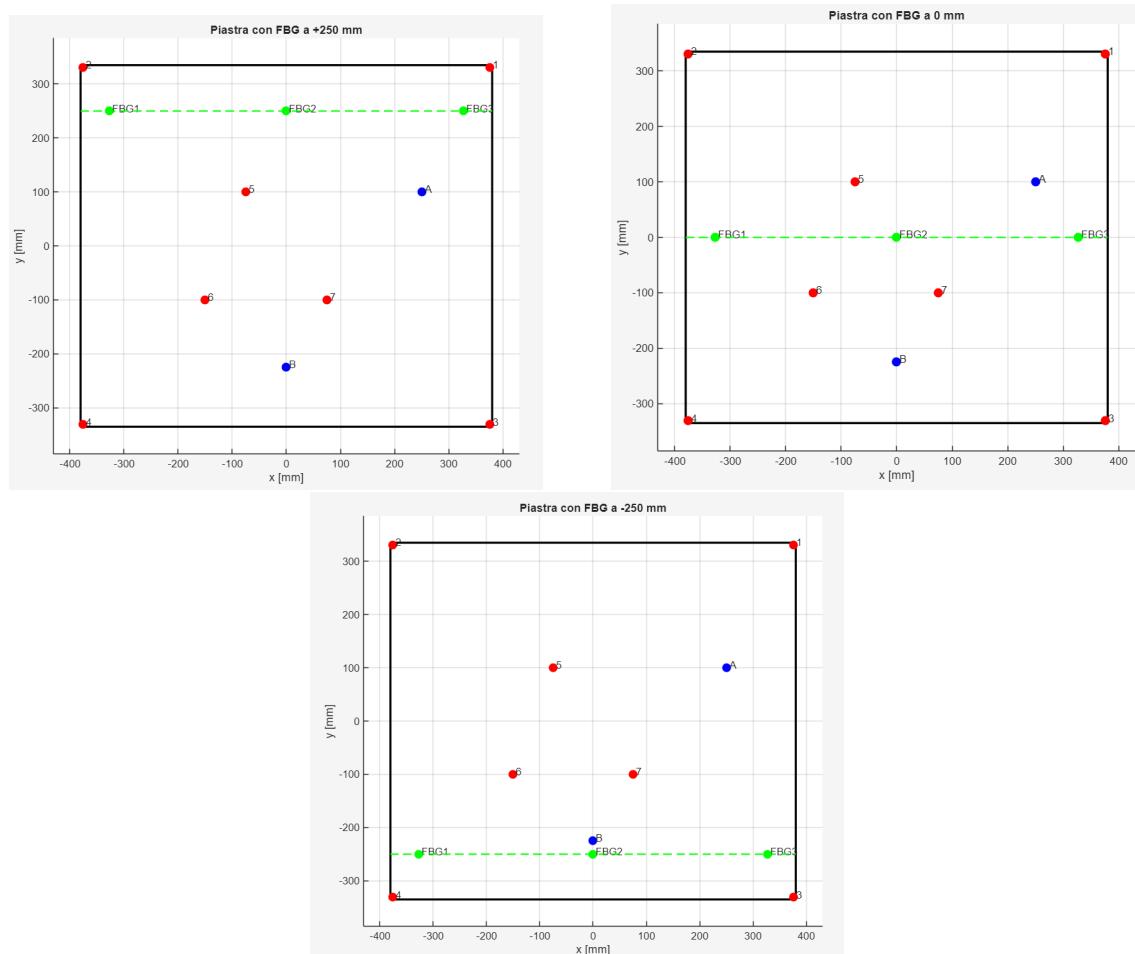


Figura 5.1: Schema piastra, Accelerometri in Rosso, fibra verde e punti di impatto in Blu

Gli accelerometri, identificati con i numeri da 1 a 7, sono rappresentati da punti rossi.

I sensori FBG e la parte di fibra su cui sono posizionati sono rappresentati in verde e identificati come FBG1, FBG2 e FBG3, rispettivamente, per 1550, 1554 e 1558 nm.

Infine, i punti A e B utilizzati per identificare i punti di impatto sono rappresentati da cerchi blu.

5.1.3 Parametri di acquisizione

I parametri di acquisizione sono stati scelti in funzione dei valori delle frequenze naturali della struttura.

La frequenza di campionamento degli accelerometri è stata impostata a 2.5 kHz , analogamente a quella dell'interrogatore. Questo valore è infatti perfetto per individuare le prime 5 frequenze naturali ($\frac{f_s}{f_5} > 10$) ed è sufficiente per individuare la sesta.

Essendo i colpi del test soggetti a errore umano, per rendere la prova più rigorosa e aumentarne la ripetibilità, ogni misura è stata ottenuta mediando $N = 5$ colpi.

5.1.4 Procedura sperimentale

La prova è stata organizzata in modo da garantirne la ripetibilità e mantenere condizioni di misura costanti durante la campagna sperimentale.

Per simulare al meglio le condizioni di Free-Free la piastra è stata appoggiata su una spugna cilindrica con rigidezza molto bassa e dimensioni di circa $D = 250 \text{ mm}$ per il diametro e $H = 50$ per l'altezza.

In seguito, dopo aver pulito la superficie della piastra, sono stati fissati gli accelerometri con della cera e la linea di misura, apponendo il Kapton sopra ogni sensore FBG in modo da garantire un accoppiamento meccanico adeguato.

Una volta posizionati tutti i sensori, si è verificato che i segnali ricevuti dalla strumentazione fossero corretti. È stata infine completata la configurazione, segnalando attraverso dei cerchi sulla piastra i punti in cui va effettuata la martellata.

A questo punto, si è proceduto alla fase di eccitazione mediante il martello strumentato. Sono state effettuate 2 misurazioni per ognuna delle 3 posizioni della linea di misura, una con impatti nel punto A e una con impatti nel punto B. Come accennato in precedenza, per ridurre il rumore e aumentare l'affidabilità del segnale, ogni misurazione è stata effettuata mediando $N = 5$ colpi. Sono stati acquisiti solo i colpi

considerati validi, cioè se il loro segnale nel dominio del tempo è impulsivo, idealmente assimilabile a una δ di Dirac, e se l'intensità del colpo era sufficientemente bassa da evitare l'overflow degli accelerometri.

Sono stati quindi acquisiti e registrati i segnali di forza, accelerazione e variazione della lunghezza d'onda nelle rispettive unità di acquisizione. Al termine della prova, i dati sono stati salvati e organizzati per essere successivamente elaborati nel post-processing.

L'intera procedura è stata ripetuta mantenendo invariati i vincoli e la configurazione della struttura, così da garantire la comparabilità tra i dati ottenuti dai due sistemi di misura.

5.2 Elaborazione dei dati

L'elaborazione dei dati acquisiti è stata eseguita con l'obiettivo di identificare le frequenze naturali della struttura e confrontare i risultati ottenuti dai sensori FBG con quelli degli accelerometri.

Pre-processing

In questa fase, sono state escluse eventuali acquisizioni affette da saturazione, disturbi o colpi non impulsivi. Per ogni posizione di misura, i $N = 5$ colpi ritenuti validi sono stati mediati nel dominio del tempo, al fine di ridurre il rumore e migliorare il rapporto segnale-rumore.

Trasformata di Fourier

Il passaggio dal dominio del tempo al dominio delle frequenze è stato ottenuto attraverso l'applicazione della Trasformata di Fourier (FFT) ai segnali mediati. Per i valori degli accelerometri si è fatto uso del sistema di postprocessing integrato nel software di acquisizione; al contrario, la FFT dei valori raccolti attraverso i sensori FBG è stata effettuata attraverso l'apposito programma Matlab che verrà analizzato nel dettaglio nel paragrafo [6.2](#).

5.3 Risultati della prova

Di seguito sono riportati gli spettri ottenuti dagli accelerometri in seguito alla prova.

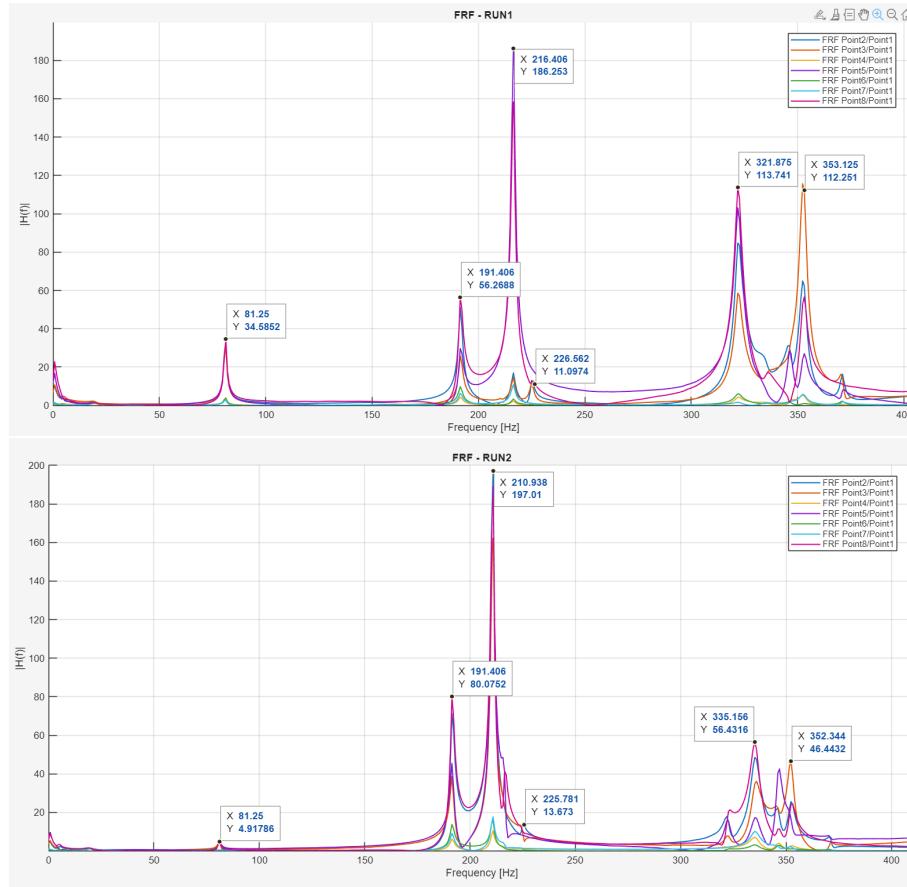


Figura 5.2: Spettri registrati dagli accelerometri

La RUN 1 raccoglie i dati relativi alle prove in cui è stato colpito il punto A, mentre la RUN 2 quelli relativi al punto B. È possibile notare che le ampiezze sono variabili tra i due grafici; di fatto, questo è dovuto principalmente a 2 fattori:

- Se si parla di valori assoluti di fondamentale importanza sono le possibili variazioni di forza tra le due prove soggette ad errore umano.
- Considerando invece i picchi nello stesso grafico, è possibile notare come i rapporti tra i diversi picchi siano variabili. ad esempio, il picco del primo modo della RUN2 sembra molto debole e ciò è coerente con fatto che il punto B sia un nodo del modo 1.

In ogni caso i valori delle frequenze sono invece assimilabili tra le due prove a riprova del fatto che siano frequenze naturali.

Le frequenze naturali sono state quindi identificate attraverso un metodo di *peak picking*, selezionando i massimi locali presenti negli spettri. Per facilitarne la lettura, sono state raccolte in tabella insieme all'errore ϵ rispetto al FEM di ogni frequenza.

Frequenza FEM	Frequenza Acc. [Hz]	Errore [%]
73.31	81.25	-9.77
207	191	8.38
217	214	1.40
225	226	-0.44
233	-	-
351	335	4.78

Tabella 5.1: Confronto tra frequenze sperimentali ed errore rispetto al FEM

Le differenze percentuali tra FEM, accelerometri e FBG sono state calcolate secondo:

$$\varepsilon = \frac{f_{\text{exp}} - f_{\text{FEM}}}{f_{\text{FEM}}} \times 100.$$

Per quanto riguarda i risultati dei sensori FBG invece, in questa prova, non sono stati ritenuti appropriati per l'identificazione dei modi. Infatti, anche in questo caso, le frequenze naturali sarebbero individuabili attraverso il peak picking: le frequenze in cui le deformazioni aumentano in modo repentino sono le frequenze naturali. Ma lo spettro ottenuto, rappresentato nella figura 5.3, è dominato dal rumore:

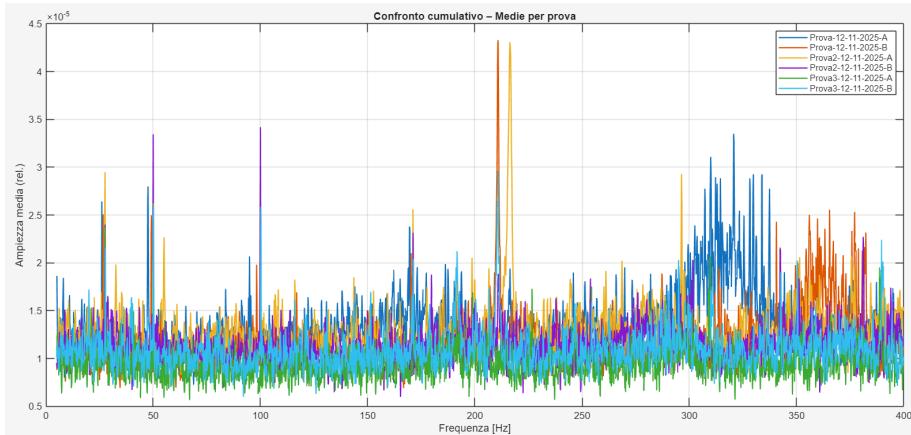


Figura 5.3: Spettro FBG dominato dal rumore

I risultati ottenuti costituiscono la base per la discussione riportata nel paragrafo successivo.

5.3.1 Discussione Risultati Accelerometri

I risultati degli accelerometri sono in linea con quanto ci si aspettava. Infatti, gli errori massimi della tabella 5.1 sono inferiori al 10% per tutti i modi. La presenza

di questi scarti è, infatti, coerente con le approssimazioni effettuate.

La presenza di un materassino introduce una piccola rigidezza aggiuntiva, che alza il valore della frequenza. Altro importante fattore è quello dovuto al materiale utilizzato; difatti, i valori utilizzati nel modello sono stati ottenuti in seguito all'analisi di diversi datasheet di materiali analoghi a quelli della piastra, ma non identici.

Si noti come il modo 2 abbia uno degli errori più alti, ma sia fortemente influenzato dalla parte della piastra che presenta il Core in Honeycomb; proprio il materiale le cui caratteristiche variano maggiormente tra i diversi datasheet.

Infine, va menzionato il modo 5 FEM, essendo particolarmente vicino e simile al modo 4, la presenza del materassino potrebbe averlo reso meno eccitabile e non distinguibile da sensori con questa frequenza di campionamento.

Finita l'analisi degli accelerometri e ora possibile passare all'analisi dei sensori FBG e la spiegazione dei risultati

5.3.2 Discussione Risultati FBG

Nel caso dei sensori FBG lo spettro risultante è fortemente influenzato dal rumore. Questa condizione è dovuta al fatto che per non saturare gli accelerometri i colpi sono stati effettuati con un forza troppo bassa per deformare la struttura e quindi i sensori. Nonostante ciò, è possibile notare due picchi più alti della figura 5.3 che potrebbero segnalare due frequenze intorno ai 200 Hz nei punti in cui il colpo è stato effettuato più vicino ai sensori FBG e, quindi, deformando leggermente la zona su cui erano incollati. Proprio in funzione di ciò, è stata effettuata una nuova campagna sperimentale nelle stesse condizioni, non utilizzando gli accelerometri, in modo da poter colpire la struttura con un intensità maggiore.

6 Seconda Campagna Sperimentale

Il test è stato eseguito per mantenere le condizioni il più possibile simili a quelle del primo. Per questo motivo, nel paragrafo [6.1](#), verranno presentate solo le parti differenti.

6.1 Setup secondo Test

Posizionamento sensori e punti di impatto

Analogamente al primo test, di seguito sono rappresentate schematicamente le configurazioni delle 3 prove.

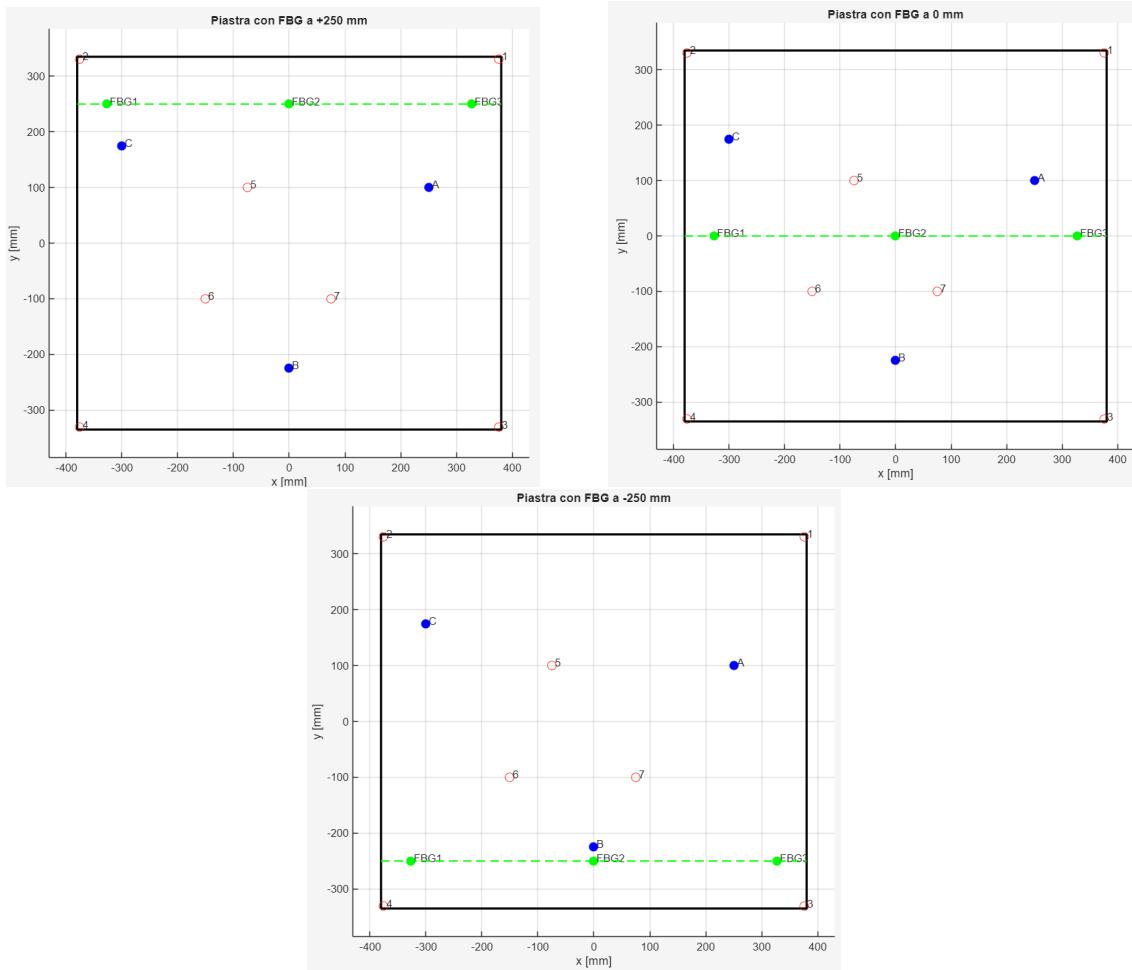


Figura 6.1: Schema piastra, Accelerometri in Rosso, fibra verde e punti di impatto in Blu

Gli accelerometri, non più presenti, sono rappresentati da cerchi rossi vuoti. Sono stati rappresentati solamente per mantenere i punti di riferimento per il lettore.

I sensori FBG hanno le stesse posizioni del test precedente.

Infine, i punti di impatto sono rappresentati ancora una volta in blu. Si noti che, oltre ai punti A e B, è stato aggiunto un punto C per rendere il test più completo, sollecitando meglio anche un punto particolarmente vicino agli angoli.

6.1.1 Parametri di acquisizione

Essendo i picchi dei modi 4 e 5 non distinguibili con un frequenza di 2.5 kHz , in questa prova è stata utilizzata una frequenza di campionamento pari a 10 kHz .

Analogamente al Test 1, ogni misura è stata ottenuta mediando $N = 5$ colpi.

Procedura sperimentale

Per mantenere coerenti i risultati ottenuti le uniche differenze con la prova sperimentale precedente sono:

- L'assenza di accelerometri
- Martello e intensità dei colpi differenti, cosa che andrà a modificare le ampiezze degli spettri, permettendo di differenziare le deformazioni dal rumore.
- Una misurazione aggiuntiva (punto C) per ogni configurazione.

6.2 Elaborazione dei dati

Per l'elaborazione dei dati grezzi provenienti dai sensori FBG è stato sviluppato uno script MATLAB dedicato, presente in appendice [12](#)

Il codice permette di individuare tutti i file .log nella cartella di interesse e di acquisire tutte le righe dei file come stringhe. Le stringhe che, da un certo punto in poi, conterranno solo 4 valori numerici per rispettivamente tempo, λ_1 , λ_2 e λ_3 , vengono quindi analizzate. Successivamente, si organizzano i dati estratti in vettori e si salvano in formati .mat e .csv.

Questi valori vengono quindi divisi e ogni file viene salvato dopo l'aggiunta di un timestamp che permette di evitare confusione tra le diverse analisi.

L'intero processo contiene messaggi per segnalare quali parti sono state eseguite con successo e può essere eseguito su un'intera cartella di misure.

Una volta creati i file .mat è possibile utilizzare lo script matlab [13](#) per analizzare i dati.

I file .mat vengono divisi in sottogruppi determinati da stringhe comuni nei nomi dei file. Una volta divisi in modo adeguato, si inizia a lavorare sul segnale dei sensori; ad ognuno viene applicato un detrend, un filtro passa alto a 1 Hz per rimuovere i segnali statici e un filtraggio a fase zero per evitare ritardi di fase.

Una volta pre-processati, si effettua la media dei segnali nel dominio del tempo. Per fare ciò, si utilizzano le frequenze del primo segnale per interpolare gli altri segnali, in modo da poter fare una media tra valori di pari ascissa.

Alla fine di questo processo si avrà un solo segnale mediato per ogni gruppo nel dominio del tempo, per cui è possibile fare la trasformata di Fourier. La trasformata, al contrario del caso in esame, dovrebbe essere utilizzata su un segnale periodico, motivo per cui si applicano normalmente delle finestre per ridurre il leakage.

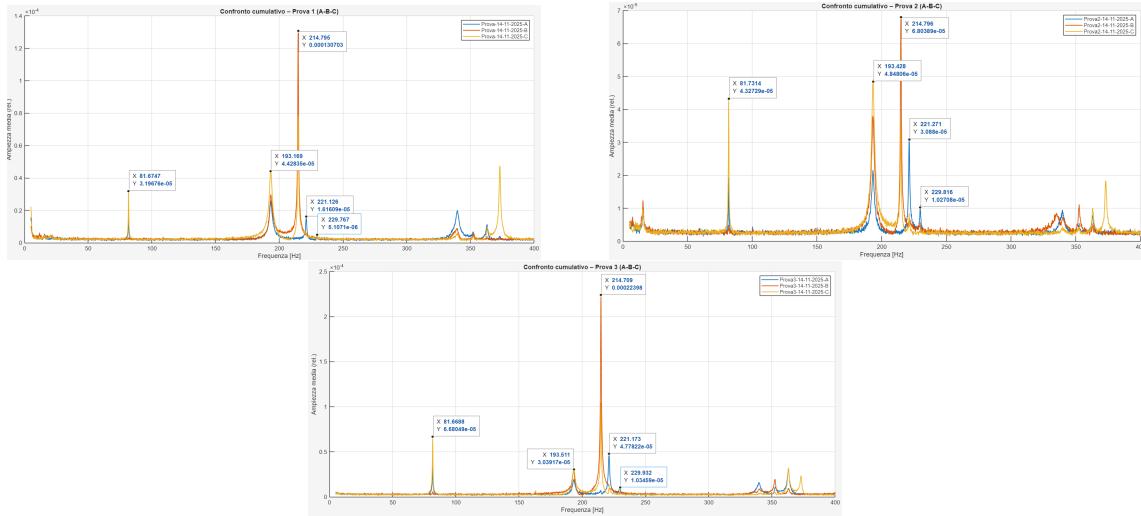
Tra le varie opzioni, si è scelta la finestra di Hann, la più utilizzata nel campo delle vibrazioni, in quanto riesce a ridurre il leakage senza abbassare eccessivamente la risoluzione.

Una volta eseguita la FFT del segnale, si prende la banda di interesse, in questo caso tra 5 e 400 Hz. Il motivo di questa scelta è che, sotto i 5 Hz, a dominare il segnale sono componenti statiche, mentre sopra i 400 Hz il segnale è dominato dal rumore. Si noti che, già oltre 300 Hz, ci si aspetta variazioni e attenuazioni delle frequenze proprie a causa del metodo di incollaggio dei sensori.

L'ultimo passaggio prima di plottare i risultati è scalare l'ampiezza in modo da tenere in considerazione l'utilizzo di un singolo lato della FFT, il numero di campioni e la finestra di Hann, ottenendo valori fisicamente interpretabili.

6.3 Risultati della prova

Di seguito si riportano gli spettri complessivi delle 3 prove



Ed uno contenente tutte le prove effettuate

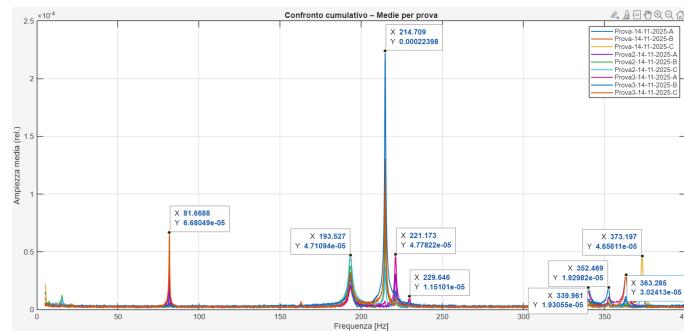


Figura 6.3: Spettro complessivo ottenuto dai sensori FBG

Anche in questo caso, le frequenze naturali sono state individuate attraverso il peak peaking e riportate in tabella con i relativi errori rispetto a FEM e accelerometri:

FBG [Hz]	ACC [Hz]	FEM [Hz]	Err FBG-ACC [%]	Err FBG-FEM [%]
81.67	81.25	73.31	0.52	11.38
193.53	191	207	1.32	-6.49
214.71	217	214	-1.06	0.33
221.17	226	225	-2.14	-1.70
229.65	—	233	—	-1.44
339.96	335	351	1.48	-3.12

Tabella 6.1: Confronto tra frequenze FBG, FEM e accelerometro con relativi errori percentuali.

La tabella mostra in modo immediato che i risultati inferiori a 300 Hz mostrano una fortissima correlazione tra Accelerometri e FBG, con errore tra i due strumenti intorno al 2 %. A frequenze più alte il kapton inizia a fungere da filtro, portando a un abbassamento delle frequenze naturali.

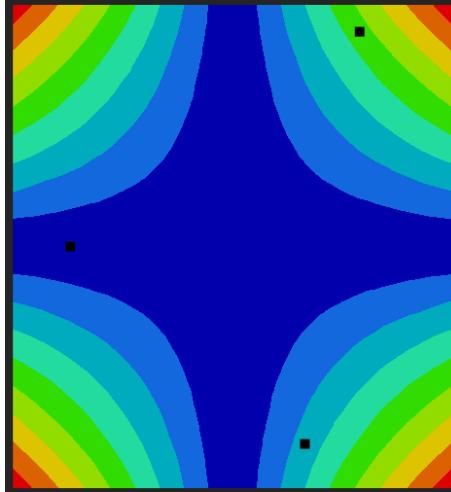
Riguardo al Modello FEM, il confronto è analogo a quello fatto tra la FEM e gli accelerometri; la differenza principale è stata la capacità degli FBG di cogliere il modo 5, nonostante la vicinanza al modo 4.

7 Analisi Risultati Secondo Test

I risultati della seconda campagna sperimentale, come visibile dalla figura 6.3, sono compatibili con i risultati attesi. Quindi, in questo paragrafo si analizzeranno le risposte delle diverse prove, un modo alla volta, per verificarne la coerenza.

L'analisi di ogni modo comprende:

- la piastra con il *contour plot* per ogni modo. Tutte le immagini sono viste dalla stessa prospettiva con il punto A in basso ed il punto C in alto.
- L'ingrandimento del plot complessivo dei tre Punti di impatto per ogni prova.



(a) Modo 1 con punti di impatto

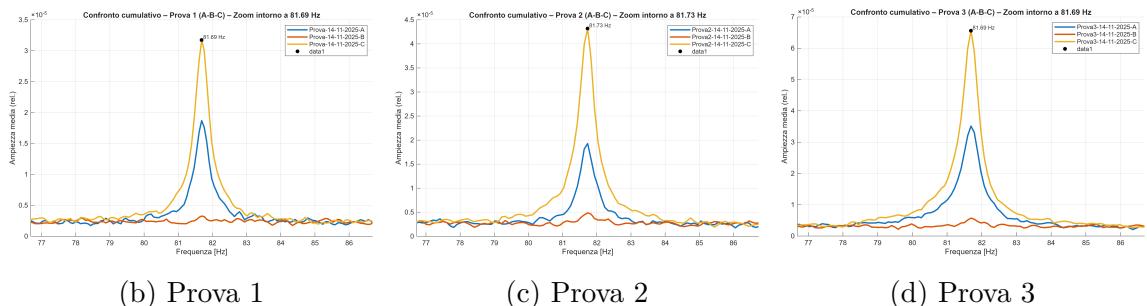
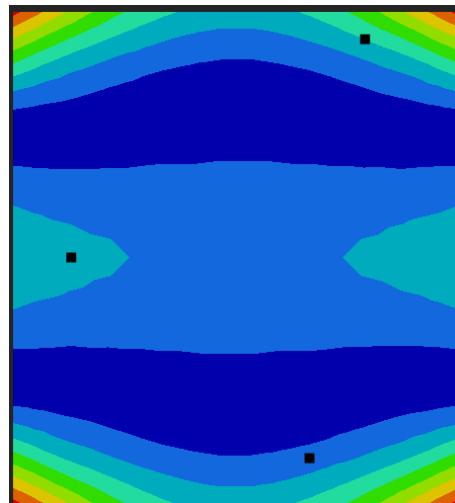


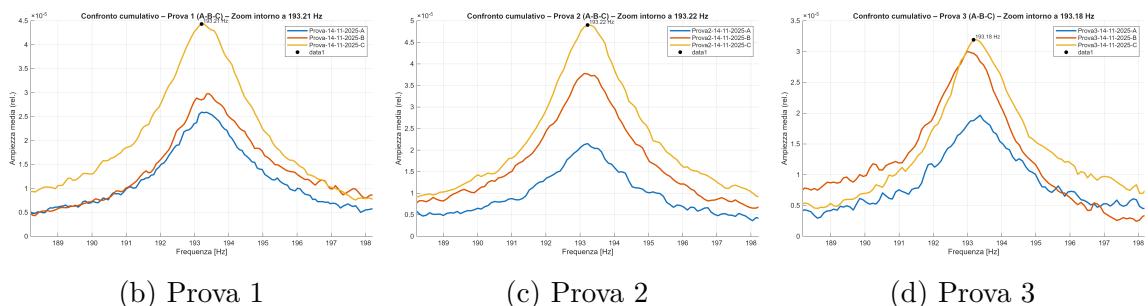
Figura 7.1: Zoom Modo 1 – Per le 3 prove

Il modo 1 è un modo che influenza i 4 angoli della piastra. In tutte e 3 le prove, il risultato ottenuto è coerente con le zone di eccitazione della FEM. La massima

deformazione è determinata dal punto C, mentre la minima, quasi nulla, dal punto B.



(a) Modo 2 con punti di impatto



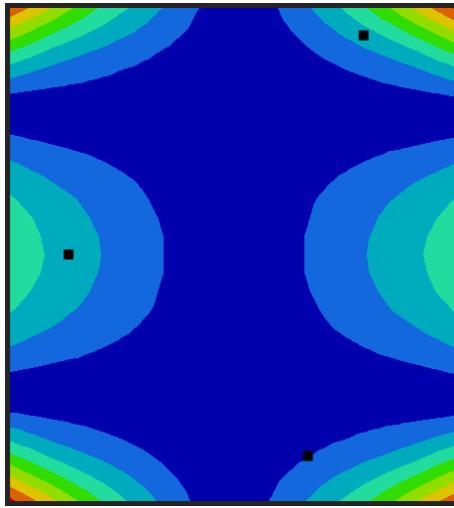
(b) Prova 1

(c) Prova 2

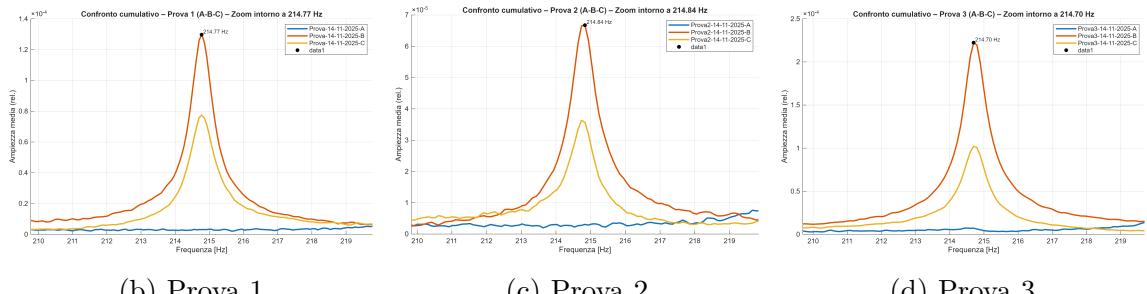
(d) Prova 3

Figura 7.2: Zoom Modo 2 – Per le 3 prove

In tutte e tre le prove, le risposte sono analoghe e l'ordine delle curve, per quanto riguarda le ampiezze, riflette le posizioni dei punti di impatto sul modo.



(a) Modo 3 con punti di impatto



(b) Prova 1

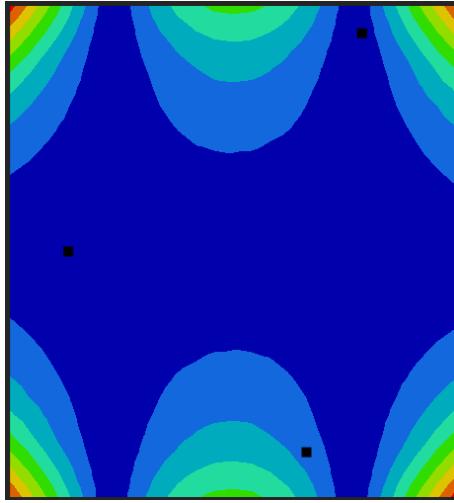
(c) Prova 2

(d) Prova 3

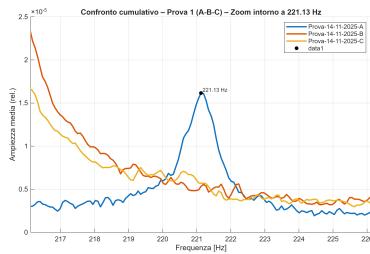
Figura 7.3: Zoom Modo 3 – Per le 3 prove

Anche in questo caso le prove riflettono il modello FEM. Al contrario dei casi precedenti però:

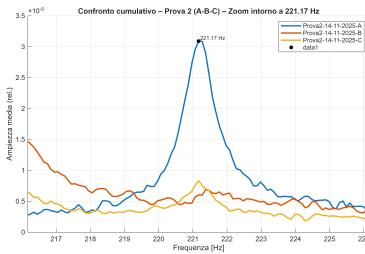
- I colpi in A non danno risposte nonostante il punto si in una zona di confine, ciò potrebbe essere dovuto alle approssimazioni che potrebbero aver spostato leggermente spostato la zona di eccitazione
- La risposta tra A e C è leggermente diversa ma abbastanza ridotta da essere attribuibile al cambiamento di condizioni al contorno.



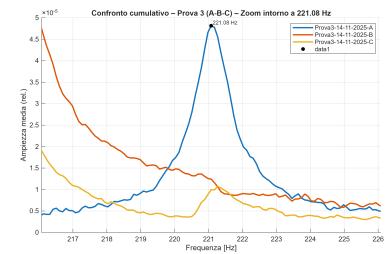
(a) Modo 4 con punti di impatto



(b) Prova 1



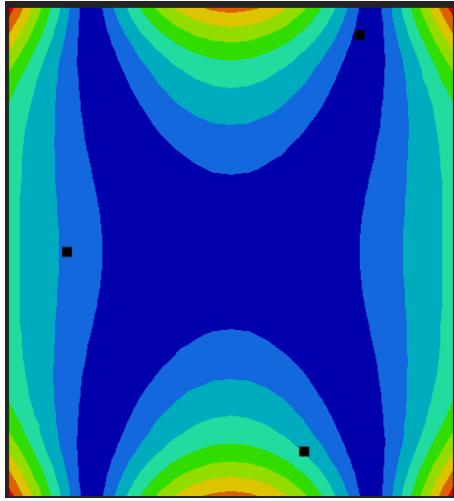
(c) Prova 2



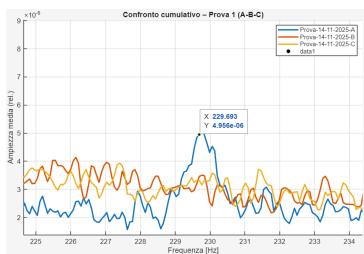
(d) Prova 3

Figura 7.4: Zoom Modo 4 – Per le 3 prove

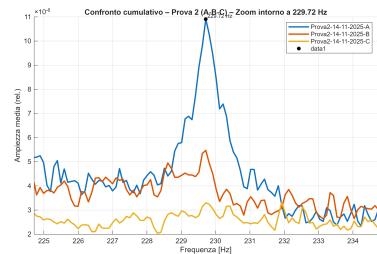
Al contrario del caso precedente, il punto A è l'unico a trovarsi in una zona di eccitazione. È probabilmente un moto locale a bassa intensità con picchi molto bassi, analogamente a quanto successo nel caso degli accelerometri. Nonostante ciò, in tutte le prove il picco è stato rilevato automaticamente in quanto superiore al 10% del picco più alto dello spettro.



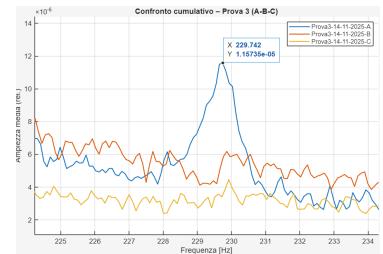
(a) Modo 5 con punti di impatto



(b) Prova 1



(c) Prova 2

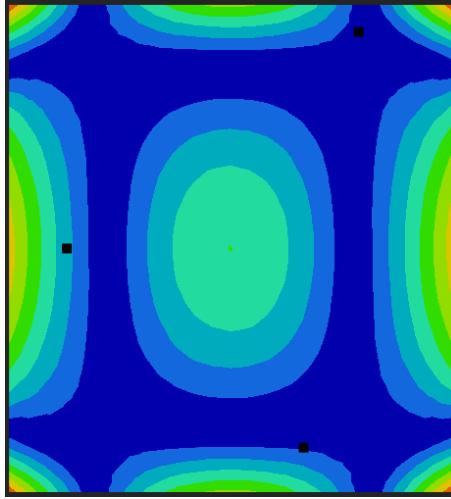


(d) Prova 3

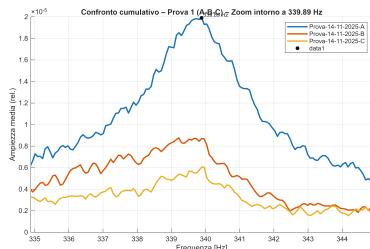
Figura 7.5: Zoom Modo 5 – Per le 3 prove

Questo modo è analogo al precedente, nonostante una variazione con un leggero picco sia stata rilevata da tutti i grafici, l'unico in cui è stato registrato automaticamente è quello della prova 2. Infatti, complessivamente le ampiezze registrate dalla prova 2 con la fibra al centro della piastra sono di intensità minore in quanto il centro è più rigido e meno deformato. Per questo motivo, nonostante l'ampiezza di questo picco sia, più o meno, di pari intensità in tutte le prove, nella seconda raggiunge il 10% del picco massimo.

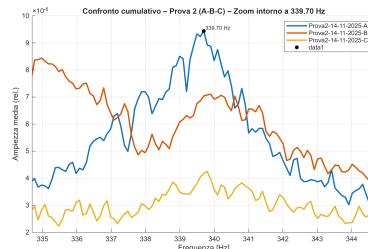
Nonostante i valori siano veramente molto bassi, i sensori FBG sono stati in grado di rilevare il picco al contrario degli accelerometri.



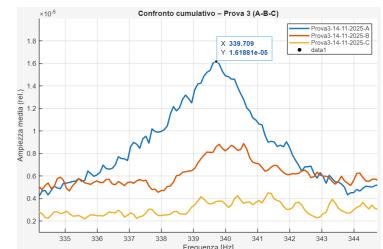
(a) Modo 6 con punti di impatto



(b) Prova 1



(c) Prova 2



(d) Prova 3

Figura 7.6: Zoom Modo 6 – Per le 3 prove

Anche in questo caso, il punto C si trova al di fuori della zona di eccitazione del modo, mentre i punti A e B sono lievemente all'interno. Nella prova 3 il rilevamento non è avvenuto in modo automatico perché non è stato raggiunto il limite del 10%. Questa volta, ai precedenti motivi, si può aggiungere il fatto che il kapton possa aver funto da filtro ad alte frequenze in modo maggiore che nelle altre prove; Infatti, la prova 3 è quella che ha registrato, tra tutte, le ampiezze maggiori.

7.1 Errori della prova sperimentale

Gli scarti tra le frequenze identificate sperimentalmente tramite sensori FBG e quelle ottenute dal modello FEM risultano generalmente contenuti, con errori compresi tra circa lo 0.3% e il 6% per i modi centrali, mentre il primo modo presenta una discrepanza più significativa (11%).

Per completezza, si riportano schematicamente le diverse cause di divergenza:

- Condizioni al contorno reali, che non possono replicare in modo ideale il modello numerico. Il primo modo è infatti particolarmente sensibile alla rigidezza effettiva dei vincoli, che tende a essere leggermente superiore rispetto al vincolo

teorico considerato nel FEM.

- La differenza tra le proprietà meccaniche reali della piastra e quelle utilizzate nel modello FEM, derivate da datasheet di materiali analoghi ma non identici a quelli della struttura reale. I punti più sensibili, in questo caso sono i modi che coinvolgono il centro della piastra in quanto l’Honeycomb ha proprietà molto più varie dell’alluminio.
- La massa aggiunta, la rigidezza locale e la mancanza di accoppiamento perfetto introdotte dal metodo di incollaggio dei sensori FBG. Come mostrato negli spettri del secondo test, oltre i 300 Hz il Kapton produce un effetto filtrante che modifica leggermente le ampiezze e localmente la risposta dinamica, fenomeno che può contribuire alle piccole variazioni riscontrate sui modi più alti.

Nel complesso, gli scarti osservati rientrano nell’ordine atteso per questo tipo di confronto e risultano compatibili sia con le approssimazioni fem sia con le incertezze sperimentali intrinseche alla misura.

8 Conclusioni

L'attività svolta in questo lavoro di Tesi ha l'obiettivo di definire e verificare una procedura sperimentale per l'identificazione delle frequenze modali tramite sensori a fibra ottica FBG, con applicazione iniziale su una piastra in materiale composito analogo a quello utilizzato nell'aerospazio.

In parallelo, è stato sviluppato un modello agli elementi finiti semplificato ma rappresentativo, utile sia come termine di confronto sia come primo passo verso metodologie di model updating applicabili in futuro al componente reale. L'obiettivo generale era valutare se l'integrazione di FBG potesse fornire misure affidabili e compatibili con strumenti convenzionali, come accelerometri, mantenendo al contempo la leggerezza e la possibilità di integrazione che tali sensori offrono.

I risultati ottenuti mostrano innanzitutto una buona coerenza tra le misure provenienti dai FBG e quelle ricavate tramite accelerometro. Considerando i modi principali, gli scostamenti relativi tra i due metodi restano contenuti intorno al 2%

Questo primo confronto conferma quindi che i sensori FBG sono in grado di catturare le frequenze naturali in modo preciso anche in presenza di vibrazioni di entità limitata, come quelle generate durante l'eccitazione modale della piastra.

Il risultato ottenuto è incoraggiante e suggerisce che, se opportunamente posizionati e interrogati, i FBG rappresentano un'alternativa reale e competitiva rispetto agli accelerometri tradizionali.

Passando ora al confronto con il modello FEM, il caso diventa un più complesso, infatti le frequenze simulate risultano complessivamente vicine al dato sperimentale ma con errori che variano in modo più ampio (da circa 0.33% fino a oltre 11%).

In particolare, il primo modo flessionale presenta l'errore maggiore, pari all'11.38%. La presenza di un errore in questo ordine di grandezza era però stata prevista; infatti, i modi a bassa frequenza sono i più sensibili alle condizioni al contorno e a eventuali approssimazioni sulla rigidezza equivalente del laminato. La piastra reale, inoltre, può presentare variazioni locali dovute a resinatura, imperfezioni produttive o pre-tensioni residue, fattori difficilmente riproducibili con un modello semplificato.

Per i modi superiori, invece, gli errori tendono a migliorare: si mantengono nell'intervallo $\pm 2\%$, con il picco modale più intenso(214–217 Hz) riprodotto quasi perfettamente. Questo risultato indica che il modello, nonostante le semplificazioni adot-

tate, cattura in maniera adeguata la distribuzione della rigidezza e le caratteristiche dinamiche principali della piastra.

La presenza di un valore mancante nella misura degli accelerometri (229.65 Hz) evidenzia inoltre che i sensori FBG possono essere più sensibili nei confronti di modi che, per configurazione spaziale o orientamento del sensore, risultano meno evidenti ai sistemi inerziali. Ciò rende i FBG interessanti per analisi modali su geometrie complesse, dove i nodi modali possono compromettere le misure accelerometriche.

Questo lavoro ha anche permesso di evidenziare alcuni punti di forza dell'uso degli FBG. La leggerezza dei sensori, la possibilità di multiplexing e l'assenza di cablaggi pesanti costituiscono vantaggi rilevanti, soprattutto in vista dell'applicazione su componenti aerospaziali, dove ogni grammo risparmiato conta e la strumentazione tradizionale risulta spesso invasiva o difficile da integrare. Inoltre, i FBG permettono una misura diretta della deformazione locale, rendendoli potenzialmente utili non solo per l'identificazione modale, ma anche per future estensioni verso il monitoraggio continuo dello stato di salute strutturale.

Naturalmente, il lavoro presenta anche dei limiti. La caratterizzazione modale è stata eseguita su una piastra semplice, con condizioni al contorno regolate manualmente e soggette a variabilità sperimentale. La modellazione FEM, anche se adeguata alla validazione, potrà essere raffinata includendo modelli di contatto più accurati, proprietà ortotropiche derivate da test o l'integrazione di eventuali imperfezioni geometriche. Infine, la sensibilità termica dei sensori, seppur mitigata, rappresenta un fattore da considerare nelle applicazioni operative; in questo caso, però, potrebbe essere utilizzata anche per accorpare due differenti tipi di sensori.

Gli sviluppi futuri puntano all'integrazione delle fibre all'interno della piastra per ridurre il limite dovuto all'adesione e sfruttare uno dei loro principali punti di forza. Questo passo in avanti permetterà una caratterizzazione ancora più accurata e potrà supportare lo sviluppo di veri e propri sistemi di SHM per strutture composite. In modo da passare a strutture con geometrie più articolate e complesse.

In conclusione, il lavoro svolto dimostra che l'impiego di sensori FBG costituisce un approccio solido e affidabile per l'identificazione delle frequenze modali di una struttura in composito, con un livello di accuratezza pienamente compatibile con le tecniche tradizionali e un potenziale nettamente superiore in termini di integrazione e possibilità applicative. La coerenza tra misure, la compatibilità con il modello numerico e la versatilità del metodo rendono questa tecnologia una candidata ideale per le fasi successive del progetto e per applicazioni future su componenti reali complessi.

9 MATLAB: Funzione fattori di partecipazione

```
1 function gamma_free = Calcolo_Fattori_di_partecipazione(Phi, lambda
2     , num_rigid_modes)
3 % Calcolo_Fattori_di_partecipazione.m
4 % Calcola Gamma^free_i in modo generalizzato
5 %
6 % Input:
7 %   Phi           - matrice dei modi propri (colonne = modi)
8 %   lambda        - vettore degli autovalori
9 %   num_rigid_modes - numero di modi rigidi iniziali da
10 %                      escludere
11 %
12 % Output:
13 %   gamma_free - vettore dei Gamma^free_i in percentuale
14
15 % Verifica dimensioni consistenti
16 if size(Phi, 2) ~= length(lambda)
17     error('Dimensioni incompatibili tra Phi e lambda.');
18 end
19
20 % Estrai solo i modi elastici (escludi quelli rigidi)
21 Phi_elas = Phi(:, num_rigid_modes+1:end);
22 lambda_elas = lambda(num_rigid_modes+1:end);
23 num_elas_modes = size(Phi_elas, 2);
24
25 % Inizializza L_free e L_elas
26 L_free = zeros(num_elas_modes, 1);
27 L_elas = 0;
28
29 % Calcolo L^free_i e somma per L^elas
30 for i = 1:num_elas_modes
31     phi_i = Phi_elas(:, i);
32     li = trace((phi_i / lambda_elas(i)) * phi_i');
33     L_free(i) = li;
34     L_elas = L_elas + li;
35 end
36
37 % Calcolo Gamma^free in percentuale
38 gamma_free = (L_free / L_elas) * 100;
39
40 % Visualizza i risultati
```

```
39     for i = 1:num_elas_modes
40         true_mode_index = i + num_rigid_modes;
41         fprintf('Gamma^free_%d = %.2f %%\n', true_mode_index,
42                 gamma_free(i));
43     end
44 end
```

10 MATLAB: Codice per estrarre le matrici

```
1 %% Script: Estrazione delle 6 matrici PHI (corretto per 6 DOF su 2
2 % righe)
3
4 filename = 'Piastra2DMasse.txt';
5 numModes = 12;    % Numero di modi da estrarre
6 numDOF = 6;       % 6 DOF totali
7
8 fid = fopen(filename, 'r');
9 lines = textscan(fid, '%s', 'Delimiter', '\n', 'Whitespace', '');
10 fclose(fid);
11 lines = lines{1};
12
13 phi_data = {};
14 modeCount = 0;
15
16 for i = 1:length(lines)
17     line = strtrim(lines{i});
18     if contains(line, '$EIGENVALUE') && contains(line, 'MODE')
19         modeCount = modeCount + 1;
20         fprintf('Lettura modo %d fatta \n', modeCount); %flag per
21             % capire che il modo stato effettivamente letto
22         j = i + 1;
23         data = [];
24
25         while j <= length(lines) && ~contains(lines{j}, '$EIGENVALUE') && ~contains(lines{j}, '$END')
26             line_j = strtrim(lines{j});
27
28             % Riga principale (con numero di nodo)
29             mainMatch = regexp(line_j, '^\s*(\d+)\s+\w+\s+([-d.E]+)\s+([-d.E]+)\s+([-d.E]+)', 'tokens');
30             % Riga di continuazione
31             contMatch = regexp(line_j, '^-CONT-\s*([-d.E]+)\s+([-d.E]+)\s+([-d.E]+)', 'tokens');
32
33             if ~isempty(mainMatch)
34                 t = str2double(mainMatch{1});
35                 node = t(1);
36                 trans = t(2:4);
```

```

36         data = [data; node trans NaN(1,3)]; % placeholder
37         per rotazioni
38     elseif ~isempty(contMatch)
39         rot = str2double(contMatch{1});
40         if ~isempty(data)
41             data(end, 5:7) = rot;
42         end
43         j = j + 1;
44     end
45
46     % Controllo di consistenza (nessun NaN)
47     if any(isnan(data(:, 5:7)), 'all')
48         warning(' Alcuni nodi del modo %d non hanno rotazioni',
49                 modeCount); %varifica che tutti i
50                 nodi abbiano rotazioni
51     end
52
53     phi_data{modeCount} = data(:, 2:end); % rimuove numero di
54     nodo
55     if modeCount >= numModes
56         break;
57     end
58
59
60 % Costruzione matrici PHI
61 numNodes = size(phi_data{1}, 1);
62 PHI = cell(1, numDOF);
63
64 for dof = 1:numDOF
65     PHI{dof} = zeros(numNodes, numModes);
66     for m = 1:numModes
67         PHI{dof}(:, m) = phi_data{m}(:, dof);
68     end
69 end
70
71 % Salvataggio
72 for dof = 1:numDOF
73     filename_out = sprintf('PHI%d.mat', dof);
74     PHI_dof = PHI{dof};
75     save(filename_out, 'PHI_dof');
76     fprintf('Salvata %s (%dx%d)\n', filename_out, size(PHI_dof, 1),
77             size(PHI_dof, 2));
78 end

```

```
79 disp('Matrici PHI generate correttamente');
        %ultimo flag per verificare
        che non ci siano stati problemi nella creazione delle matrici
80
81 PHI_finale=[PHI{1,1} ; PHI{1,2} ; PHI{1,3} ; PHI{1,4} ; PHI{1,5} ;
    PHI{1,6} ];
82 save('Phi_finale.mat','PHI_finale')
```

11 MATLAB: Codice finale per ottenere i fattori di partecipazione del caso in esame

```
1 clc
2 clear all
3 lambda=[9.170855E-05
4 9.220868E-05
5 9.384325E-05
6 6.455951E-04
7 7.482965E-04
8 8.344773E-04
9 7.329947E+01
10 2.072568E+02
11 2.173950E+02
12 2.269527E+02
13 2.331142E+02
14 3.516379E+02
15 ];
16
17 num_rigid_modes=6;
18
19 PHI_struct = load('Phi_finale.mat'); % permette di caricare il .mat in una struttura
20 Phi = PHI_struct.PHI_finale; % estrae la matrice vera e propria da utilizzare
21
22 Calcolo_Fattori_di_partecipazione(Phi, lambda, num_rigid_modes);
23
24 freq=sqrt(lambda);
```

12 MATLAB: Codice per convertire i file .log in file .Mat

```
1 clear all
2 clc
3
4 % === Percorso della cartella contenente i file .log ===
5 dataFolder = 'C:\Users\Franc\Desktop\FBG\14 novembre';
6 savePath = 'C:\Users\Franc\Desktop\MatlabProve\14 Novembre';
7
8 % Crea la cartella di salvataggio se non esiste
9 if ~exist(savePath, 'dir')
10     mkdir(savePath);
11 end
12
13 % === Elenca tutti i file .log ===
14 files = dir(fullfile(dataFolder, '*.log'));
15
16 if isempty(files)
17     error('Nessun file .log trovato in %s', dataFolder);
18 end
19
20 fprintf('Trovati %d file .log nella cartella.\n', numel(files));
21
22 for f = 1:numel(files)
23     filename = fullfile(files(f).folder, files(f).name);
24     fprintf('\n--- Elaborazione file %d/%d: %s ---\n', f, numel(
25         files), files(f).name);
26
27     % === Apertura file ===
28     fid = fopen(filename, 'r');
29     if fid == -1
30         warning('Impossibile aprire il file: %s', filename);
31         continue;
32     end
33
34     % === Lettura di tutte le righe ===
35     raw = textscan(fid, '%s', 'Delimiter', '\n');
36     fclose(fid);
37     lines = raw{1};
38
39     % === Trova la riga da cui iniziano i dati numerici ===
40     dataStart = find(contains(lower(lines), 'time'), 1, 'last') +
```

```

2;

40
41 if isempty(dataStart)
42     warning('Intestazione "Time" non trovata in %s', files(f).
43         name);
44     continue;
45
46 % === Estrai solo i dati numerici ===
47 dataLines = lines(dataStart:end);
48 n = numel(dataLines);
49 data = nan(n, 4);
50
51 for i = 1:n
52     line = strrep(dataLines{i}, ',', '.');
53     tokens = regexp(strtrim(line), '\s+', 'split');
54     if numel(tokens) >= 4
55         nums = str2double(tokens(1:4));
56         if ~any(isnan(nums))
57             data(i,:) = nums;
58         end
59     end
60 end
61
62 % === Rimuovi righe vuote ===
63 data = data(all(~isnan(data),2), :);
64
65 if isempty(data)
66     warning('Nessun dato valido trovato in %s', files(f).name);
67     continue;
68 end
69
70 % === Estrai colonne ===
71 time = data(:,1);
72 sensor1 = data(:,2);
73 sensor2 = data(:,3);
74 sensor3 = data(:,4);
75
76 % === Crea timestamp univoco dal nome file ===
77 [~, baseName, ~] = fileparts(files(f).name);
78 timestamp = datestr(now, 'yyyy-mm-dd_HH-MM-SS');
79 matFile = fullfile(savePath, sprintf('%s_%s.mat', baseName,
80                             timestamp));
81
82 % === Salva i risultati ===
83 save(matFile, 'time', 'sensor1', 'sensor2', 'sensor3');
84 T = table(time, sensor1, sensor2, sensor3);

```

```
85     writetable(T, csvFile);
86
87     fprintf('      Importati %d campioni. File salvati:\n', size(
88         data,1));
89     fprintf('%s\n    %s\n', matFile, csvFile);
90 end
91 fprintf('\nElaborazione completata per tutti i file.\n');
```

13 MATLAB: Codice per plottare i risultati ottenuti dai test con FBG

```
1 %% Analisi FBG      Media per gruppo + plot a schermo
2 clear; clc; close all;
3
4 dataFolder = 'C:\Users\Franc\Desktop\MatlabProve\14 Novembre';
5
6 %% Elenco file
7 files = dir(fullfile(dataFolder, '*.mat'));
8 if isempty(files)
9     error('Nessun file .mat trovato in %s', dataFolder);
10 end
11
12 %% Definizione gruppi
13 % groupNames = {'Prova-12-11-2025-A', 'Prova-12-11-2025-B', ...
14 %                 'Prova2-12-11-2025-A', 'Prova2-12-11-2025-B', ...
15 %                 'Prova3-12-11-2025-A', 'Prova3-12-11-2025-B'};
16
17 %% Definizione gruppi
18 groupNames = {'Prova-14-11-2025-A', 'Prova-14-11-2025-B', ...
19                 'Prova-14-11-2025-C', 'Prova2-14-11-2025-A', 'Prova2-14-11-2025-B', ...
20                 'Prova2-14-11-2025-C', 'Prova3-14-11-2025-A', 'Prova3-14-11-2025-B', ...
21                 'Prova3-14-11-2025-C'};
22
23 %% Parametri FFT
24 minFreq = 5;
25 maxFreq = 400;
26 hp_fc = 1; % Hz
27
28 fprintf('Trovati %d file da raggruppare.\n', numel(files));
29
30 %% Preallocazione strutture
31 avgSpettro = struct();
32
33 for g = 1:numel(groupNames)
34     thisGroup = groupNames{g};
35     fprintf('\n==== Gruppo: %s ===\n', thisGroup);
```

```

36
37 % Trova i file che appartengono a questo gruppo
38 matches = contains({files.name}, thisGroup, 'IgnoreCase', true)
39 ;
40 groupFiles = files(matches);
41 if isempty(groupFiles)
42     warning('Nessun file per %s', thisGroup);
43     continue;
44 end
45 %% Variabili cumulative per media
46 allF = [];
47 cumAmp = cell(1,3);
48
49 for fidx = 1:numel(groupFiles)
50     inFile = fullfile(groupFiles(fidx).folder, groupFiles(fidx)
51     .name);
52     S = load(inFile);
53
54     if ~isfield(S, 'time')
55         warning('File %s corrotto.', groupFiles(fidx).name);
56         continue;
57     end
58
59     t = S.time(:);
60     data = [S.sensor1(:), S.sensor2(:), S.sensor3(:)];
61     [nSamples, nSens] = size(data);
62
63     %% Pre-processing
64     dt = mean(diff(t));
65     fs = 1/dt;
66     hp = designfilt('highpassiir', 'FilterOrder', 4, ...
67         'HalfPowerFrequency', hp_fc, 'SampleRate', fs);
68     data_f = zeros(size(data));
69     for k = 1:nSens
70         x = detrend(data(:,k), 'linear');
71         data_f(:,k) = filtfilt(hp, x);
72     end
73
74     %% FFT con finestra di Hann
75     N = size(data_f, 1);
76     N2 = floor(N/2);
77     f = (0:N2-1) * (fs/N);
78     mask = f >= minFreq & f <= maxFreq;
79     f_low = f(mask);
80
81     w = hann(N);
82     cg = mean(w);

```

```

82     Amp = zeros(sum(mask), nSens);
83     for k = 1:nSens
84         X = fft(data_f(:,k).*w);
85         Xpos = X(1:N2);
86         Amp(:,k) = abs(Xpos(mask)) * (2/(N*cg));
87     end
88
89     %% Allineamento e somma per media
90     if isempty(allF)
91         allF = f_low;
92         for k = 1:nSens
93             cumAmp{k} = Amp(:,k);
94         end
95     else
96         for k = 1:nSens
97             cumAmp{k}(:,end+1) = interp1(f_low, Amp(:,k), allF,
98                 'linear', 'extrap');
99         end
100    end
101
102    %% Calcola media tra file del gruppo
103    for k = 1:3
104        avgSpettro(g).Amp(:,k) = mean(cumAmp{k}, 2, 'omitnan');
105    end
106    avgSpettro(g).f = allF;
107    avgSpettro(g).name = thisGroup;
108    fprintf('      %d file mediati.\n', numel(groupFiles));
109
110    %% === PLOT COMBINATO DEI TRE SENSORI (visibile) ===
111    figure('Name', sprintf('Media FFT      %s', thisGroup),
112           'NumberTitle', 'off');
113    plot(allF, avgSpettro(g).Amp(:,1), 'r', 'LineWidth', 1.2); hold
114        on;
115    plot(allF, avgSpettro(g).Amp(:,2), 'g', 'LineWidth', 1.2);
116    plot(allF, avgSpettro(g).Amp(:,3), 'b', 'LineWidth', 1.2);
117    grid on; xlim([0 maxFreq]);
118    xlabel('Frequenza [Hz]'); ylabel('Ampiezza (rel.)');
119    title(sprintf('Media FFT      %s', thisGroup), 'Interpreter',
120          'none');
121    legend({'sensor1', 'sensor2', 'sensor3'}, 'Location', 'northeast')
122        ;
123
124    %% === PLOT CUMULATIVO (tutti i gruppi mediati) ===
125    colors = lines(numel(groupNames));
126    figure('Name', 'Confronto cumulativo      Medie per prova',
127           'NumberTitle', 'off');

```

```

124 for g = 1:numel(groupNames)
125     if ~isfield(avgSpettro(g), 'f'), continue; end
126     meanAmp = mean(avgSpettro(g).Amp, 2, 'omitnan');
127     plot(avgSpettro(g).f, meanAmp, ...
128           'LineWidth', 1.3, 'DisplayName', avgSpettro(g).name, 'Color',
129           colors(g,:)); hold on;
130 end
131 grid on; xlim([0 maxFreq]);
132 xlabel('Frequenza [Hz]'); ylabel('Ampiezza media (rel.)');
133 title('Confronto cumulativo      Medie per prova');
134 legend('Location', 'northeast');
135
136
137
138
139
140
141
142
143
144
145
146
147
148
149
150
151 %% === PLOT CUMULATIVO PER OGNI PROVA (A/B/C) ===
152 % Assumendo l'ordine:
153 % 1-3 -> Prova-14-11-2025- (A,B,C)
154 % 4-6 -> Prova2-14-11-2025- (A,B,C)
155 % 7-9 -> Prova3-14-11-2025- (A,B,C)
156
157 idxProva1 = [1 2 3];
158 idxProva2 = [4 5 6];
159 idxProva3 = [7 8 9];
160
161 % Prova 1: A, B, C
162 figure('Name', 'Confronto cumulativo      Prova 1', 'NumberTitle', 'off
');
163 hold on;
164 for idx = idxProva1
165     if ~isfield(avgSpettro(idx), 'f'), continue; end
166     meanAmp = mean(avgSpettro(idx).Amp, 2, 'omitnan');
167     plot(avgSpettro(idx).f, meanAmp, 'LineWidth', 1.3, ...
168           'DisplayName', avgSpettro(idx).name);
169 end

```

```

170 grid on; xlim([0 maxFreq]);
171 xlabel('Frequenza [Hz]'); ylabel('Ampiezza media (rel.)');
172 title('Confronto cumulativo      Prova 1 (A-B-C)');
173 legend('Location','northeast');
174
175 % Prova 2: A, B, C
176 figure('Name','Confronto cumulativo      Prova 2','NumberTitle','off
');
177 hold on;
178 for idx = idxProva2
179     if ~isfield(avgSpettro(idx), 'f'), continue; end
180     meanAmp = mean(avgSpettro(idx).Amp, 2, 'omitnan');
181     plot(avgSpettro(idx).f, meanAmp, 'LineWidth', 1.3, ...
182          'DisplayName', avgSpettro(idx).name);
183 end
184 grid on; xlim([0 maxFreq]);
185 xlabel('Frequenza [Hz]'); ylabel('Ampiezza media (rel.)');
186 title('Confronto cumulativo      Prova 2 (A-B-C)');
187 legend('Location','northeast');
188
189 % Prova 3: A, B, C
190 figure('Name','Confronto cumulativo      Prova 3','NumberTitle','off
');
191 hold on;
192 for idx = idxProva3
193     if ~isfield(avgSpettro(idx), 'f'), continue; end
194     meanAmp = mean(avgSpettro(idx).Amp, 2, 'omitnan');
195     plot(avgSpettro(idx).f, meanAmp, 'LineWidth', 1.3, ...
196          'DisplayName', avgSpettro(idx).name);
197 end
198 grid on; xlim([0 maxFreq]);
199 xlabel('Frequenza [Hz]'); ylabel('Ampiezza media (rel.)');
200 title('Confronto cumulativo      Prova 3 (A-B-C)');
201 legend('Location','northeast');

```

Bibliografia

- [1] Victor Giurgiutiu. «Chapter 2 - Fundamentals of Aerospace Composite Materials». In: *Structural Health Monitoring of Aerospace Composites*. A cura di Victor Giurgiutiu. Oxford: Academic Press, 2016, pp. 25–65. ISBN: 978-0-12-409605-9. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-409605-9.00002-7>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780124096059000027>.
- [2] S.M Sapuan MazlanNorkhairunnisa e R.A Ilyas, cur. *Advanced Composites in Aerospace Engineering Applications*. 1^a ed. 77 b/w illustrations, 177 colour illustrations. Springer Cham, 2022, pp. VII, 522. ISBN: 978-3-030-88192-4. DOI: <10.1007/978-3-030-88192-4>. URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-030-88192-4>.
- [3] Victor Giurgiutiu. «Chapter 1 - Introduction». In: *Structural Health Monitoring of Aerospace Composites*. A cura di Victor Giurgiutiu. Oxford: Academic Press, 2016, pp. 1–23. ISBN: 978-0-12-409605-9. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-409605-9.00001-5>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780124096059000015>.
- [4] Madhu Puttegowda et al. «1 - An introduction to polymer matrix composites and their applications». In: *Applications of Composite Materials in Engineering*. A cura di Madhu Puttegowda et al. Woodhead Series in Materials. Elsevier Science Ltd, 2025, pp. 1–44. ISBN: 978-0-443-13989-5. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-443-13989-5.00001-2>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780443139895000012>.
- [5] Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (ACARE). *ACARE Goals*. Accessed: 2025-10-01. 2025. URL: <https://www.acare4europe.org/acare-goals/>.
- [6] Victor Giurgiutiu. «Chapter 5 - Damage and Failure of Aerospace Composites». In: *Structural Health Monitoring of Aerospace Composites*. A cura di Victor Giurgiutiu. Oxford: Academic Press, 2016, pp. 125–175. ISBN: 978-0-12-409605-9. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-409605-9.00005-2>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780124096059000052>.
- [7] Tao Huang e Mykola Bobyr. «A Review of Delamination Damage of Composite Materials». In: *Journal of Composites Science* 7.11 (2023). ISSN: 2504-477X.

DOI: [10.3390/jcs7110468](https://doi.org/10.3390/jcs7110468). URL: <https://www.mdpi.com/2504-477X/7/11/468>.

- [8] Tarunpreet Singh e Shankar Sehgal. «Structural Health Monitoring of Composite Materials». In: *Archives of Computational Methods in Engineering* 29.4 (2022), pp. 1997–2017. ISSN: 1886-1784. DOI: [10.1007/s11831-021-09666-8](https://doi.org/10.1007/s11831-021-09666-8). URL: <https://doi.org/10.1007/s11831-021-09666-8>.
- [9] Pedro M. Ferreira et al. «Embedded Sensors for Structural Health Monitoring: Methodologies and Applications Review». In: *Sensors (Basel, Switzerland)* 22 (2022). DOI: [10.3390/s22218320](https://doi.org/10.3390/s22218320).
- [10] A. Lamberti et al. «Dynamic Strain Measurements on Automotive and Aeronautic Composite Components by Means of Embedded Fiber Bragg Grating Sensors». In: *Sensors (Basel, Switzerland)* 15 (2015), pp. 27174 –27200. DOI: [10.3390/s151027174](https://doi.org/10.3390/s151027174).
- [11] Antonio Marotta. «Development of optical sensors with FBG for vibrational analysis». Master's Degree in Aerospace Engineering. Master's Thesis. Politecnico di Torino, 2022.
- [12] Chester S. Gardner e George Papen. «22 - Optical Communications». In: *Reference Data for Engineers (Ninth Edition)*. A cura di Wendy M. Middleton e Mac E. Van Valkenburg. Ninth Edition. Woburn: Newnes, 2002, pp. 22–1–22–28. ISBN: 978-0-7506-7291-7. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-075067291-7/50024-8>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780750672917500248>.
- [13] Giancarlo Candiano. «Fiber Bragg Grating Sensors for Mechanical and Thermal Prognostics and Diagnostics for Aerospace Applications». Tesi di laurea magistrale. Politecnico di Torino, 2018.
- [14] Alessandro Aimasso et al. «Fiber Bragg Grating Sensor Networks Enhance the In Situ Real-Time Monitoring Capabilities of MLI Thermal Blankets for Space Applications». In: *Micromachines* 14.5 (2023). Published: 25 Apr. 2023, p. 926. DOI: [10.3390/mi14050926](https://doi.org/10.3390/mi14050926). URL: <https://doi.org/10.3390/mi14050926>.
- [15] Luigi Ricca. «Testing of innovative sensors for implementation of prognostic techniques in aerospace environment». A.A. 2017/2018. Master's Thesis. Politecnico di Torino, 2018.
- [16] Alan D. Kersey. «A Review of Recent Developments in Fiber Optic Sensor Technology». In: *Optical Fiber Technology* 2.3 (1996), pp. 291–317. ISSN: 1068-5200. DOI: <https://doi.org/10.1006/ofte.1996.0036>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S106852009690036X>.

[17] Alessio Carlucci. «Effects of boundary conditions on FBG calibration for aerospace applications». A.A. 2021/2022, Sessione di Laurea Dicembre 2022. Master's Thesis. Politecnico di Torino, 2022.

[18] Daniel Kammer, Joseph Cessna e Andrew Kostuch. «An Effective Mass Measure for Selecting Free-Free Target Modes». In: *Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series* (gen. 2005).

[19] Michelle Nieto, Mostafa Elsayed e Denis Walch. *Modal Participation Factors And Their Potential Applications In Aerospace: A Review*. Mag. 2018. DOI: [10.25071/10315/35254](https://doi.org/10.25071/10315/35254).

[20] Sahar Hassani, Mohsen Mousavi e Amir H. Gandomi. «Structural Health Monitoring in Composite Structures: A Comprehensive Review». In: *Sensors* 22.1 (2022). ISSN: 1424-8220. DOI: [10.3390/s22010153](https://doi.org/10.3390/s22010153). URL: <https://www.mdpi.com/1424-8220/22/1/153>.

[21] Inoxstyle. *Carbon fiber in Inoxstyle showers*. Contiene immagine “Carbon & Steel Inoxstyle”. Inoxstyle. 2018. URL: <https://www.inoxstyle.com/en/the-carbon-fibre-in-stainless-style-showers/> (visitato il giorno 14/10/2025).

[22] Alhoneycomb. *5052 Aluminum Honeycomb Core*. Immagine / schema del nucleo honeycomb in alluminio 5052. Alhoneycomb. 2025. URL: <https://alhoneycomb.com/5052-aluminum-honeycomb-core/> (visitato il giorno 14/10/2025).

[23] Edmund Lai. «2 - Converting analog to digital signals and vice versa». In: *Practical Digital Signal Processing*. A cura di Edmund Lai. Oxford: Newnes, 2003, pp. 14–49. ISBN: 978-0-7506-5798-3. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-075065798-3/50002-3>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780750657983500023>.