



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Algoritmi per la determinazione di posizione ed
intensità di un impatto su strutture composite

Relatore: Prof. Ugo Galvanetto

Correlatrice: Dott.ssa Giulia Sarego

Laureando: Lorenzo Cappellini

Matricola: 1087118

Anno accademico 2016-2017

Sommario

I numerosi vantaggi che offrono i materiali compositi hanno comportato un notevole aumento del loro utilizzo soprattutto in campo aerospaziale. Tuttavia, essi sono particolarmente sensibili alla presenza di danni, soprattutto per quanto riguarda quelli provocati dagli impatti. Il principale problema sta nel fatto che, se l'energia di impatto non è sufficientemente elevata, il danneggiamento del materiale può crearsi solamente nelle zone più interne e di conseguenza non essere visibile a occhio nudo.

Risulta di conseguenza importante sviluppare un programma di monitoraggio delle strutture in grado di rilevare prontamente l'insorgere del danneggiamento. In particolare, il monitoraggio passivo serve a determinare i parametri caratteristici di un impatto, come ad esempio la sua intensità e la sua posizione, a partire dalle misure effettuate da una serie di sensori posti sulla struttura.

Numerose tecniche sono state sviluppate per risolvere questo tipo di problema; le più sfruttate si basano sulla funzione di trasferimento. Tuttavia, in molti casi questi sistemi di risoluzione ipotizzano condizioni di linearità che non sono accettabili soprattutto se si considerano pannelli irrigiditi realizzati in materiale composito per la presenza in particolare di non linearità di tipo geometrico. Per tale motivo sono stati presi in considerazione metodi diversi, e nello specifico quelli che si basano sulle reti neurali artificiali e sugli algoritmi genetici.

Per allenare la rete neurale, in modo da conferirle le sue capacità di predizione, sono stati utilizzati una serie di dati ricavati da un modello sviluppato con ABAQUS/CAE. Nello specifico si tratta degli spostamenti dei sensori ricavati in seguito a una serie di simulazioni di impatti, caratterizzati da diversi valori di massa e velocità, in differenti posizioni del pannello. Le connessioni

della rete sono state poi ottimizzate attraverso gli algoritmi genetici al fine di incrementare l'accuratezza del modello.

Abstract

Composite materials offer many advantages that have greatly increased their use, especially in aircrafts. However, they are particularly susceptible to damages, especially with regard to those caused by impacts. The main problem lies in the fact that if the impact energy is low, damage may occur only in the internal layers of material and therefore it can hardly be detected.

It is thus important to develop a Structural Health Monitoring (SHM) program that can quickly detect the occurrence of the damage. In particular, passive monitoring aims at determining the characteristic parameters of an impact, such as its intensity and its position, from the measurements made by a series of sensors placed on the structure.

Numerous techniques have been developed to solve this type of problems; the most used ones are based on the transfer function. However, in many cases, these resolution systems are based on linearity hypotheses that are not always acceptable, especially considering stiffened composite panels for the presence of geometric nonlinearity. For this reason, different methods have been taken into account, and specifically those based on artificial neural networks and genetic algorithms.

To train the neural network so that it will estimate impact parameters previously mentioned, a series of data obtained from a model developed with ABAQUS/CAE were used. In particular, these data are the displacements computed at the sensor locations, resulting from a series of impact simulations. The impacts are characterized by different mass and velocity values, and take place at different positions on the panel. Network connections were then optimized through genetic algorithms in order to increase the accuracy of the model.

Indice

Sommario	i
Abstract	iii
Elenco delle figure	ix
Elenco delle tabelle	xiii
1 Introduzione	1
2 Materiali compositi	5
2.1 Meccanica dei materiali compositi	7
2.2 Meccanismi di failure dei materiali compositi	14
2.3 Difetti nei materiali compositi	21
3 Pannelli irrigiditi	23
3.1 Ruolo skin e irrigidimenti	23
3.2 Buckling delle piastre sottili	27
3.3 Instabilità negli irrigidimenti	32
4 Structural Health Monitoring per pannelli soggetti a impatti	35
4.1 Risposta strutturale agli impatti	37
4.1.1 Classificazione degli impatti	38
4.1.2 Stima della forza di delaminazione per Large Mass Impact	40
4.2 Tecniche di Structural Health Monitoring	44
4.2.1 Tecniche passive per il monitoraggio delle strutture . . .	45

5	Modellazione FE del problema	51
5.1	Sviluppo del modello	51
5.1.1	Geometria	51
5.1.2	Caratterizzazione dei materiali	55
5.1.3	Condizioni al contorno	59
5.1.4	Discretizzazione del problema	62
5.2	Validazione del modello	65
5.3	Risultati	70
6	Algoritmi per la caratterizzazione degli impatti	73
6.1	Artificial neural network	74
6.1.1	Rete per la stima del picco del forza	80
6.1.2	Rete per la stima della posizione di impatto	81
6.1.3	Rete per la stima della massa e della velocità del corpo impattante	82
6.2	Genetic algorithms	84
7	Risultati	87
7.1	Test per la valutazione dei risultati	87
7.2	Scelta dell'architettura migliore per la rete neurale	88
7.3	Ottimizzazione della rete neurale	92
7.4	Risultati numerici	93
7.4.1	Ricostruzione del picco della forza di impatto	93
7.4.2	Stima della posizione di impatto	94
7.4.3	Stima della velocità del corpo impattante	97
7.4.4	Stima della massa del corpo impattante	98
7.5	Discussione dei risultati	100
8	Conclusioni	103
A	Script per creare la rete neurale artificiale	107
B	Esempio rete neurale artificiale	115
C	Esempio di Algoritmo Genetico	119

Indice

Bibliografia

125

Elenco delle figure

2.1	Evoluzione della percentuale di materiali compositi nei velivoli Airbus [3].	6
2.2	Sistema di riferimento di una lamina realizzata in materiale composito [4].	7
2.3	Esempio di laminato in materiale composito [5].	12
2.4	Modaltà di failure nei materiali compositi [8].	16
2.5	Tensione di rottura di un materiale composito al variare dell'orientazione delle fibre [8].	18
2.6	Comparazione fra differenti criteri di failure [8].	19
3.1	Esempio di sezione semi-monocoque [14].	24
3.2	Principali tipologie di irrigidimenti [16].	25
3.3	Esempio di idealizzazione di una struttura. Struttura originale (sinistra) e struttura idealizzata (destra) [13].	26
3.4	Idealizzazione del pannello per il calcolo dell'area equivalente [13].	27
3.5	Esempio di piastra semplicemente appoggiata soggetta a un carico di compressione [13].	28
3.6	Andamento del coefficiente di instabilità al variare del parametro a/b per piastre semplicemente appoggiate [13].	29
3.7	Andamento del coefficiente di instabilità per diverse condizioni di vincoli [13].	31
3.8	Andamento del coefficiente di instabilità per una trave con sezione ad I [15].	33

4.1	Resistenza residua per un pannello soggetto a diversi tipi di danneggiamento [20].	37
4.2	Tipi di risposta di un pannello soggetto a diversi tipi di impatto [19].	39
4.3	Esempio di pannello con proprietà equivalenti [25].	41
4.4	Suddivisione dell'irrigidimento in zone con proprietà costanti [25].	41
4.5	Esempio di ricostruzione della forza con una funziona di trasferimento non appropriata [41].	49
5.1	Visione complessiva del pannello irrigidito - Visione panoramica a sinistra e visione frontale a destra.	52
5.2	Orientazione del materiale (sinistra) e dimensioni dell'irrigidimento (destra) [31].	53
5.3	Posizione dei nodi che rappresentano i sensori posti sulla superficie del pannello.	54
5.4	Posizione degli impatti sul pannello.	55
5.5	(a) Traction-Separation Law e (b) Damage evolution per il materiale cohesive [34].	59
5.6	Modello geometrico per la validazione (sinistra) e particolare della zona impattata (destra).	66
5.7	Validazione del modello con un impatto di 15J.	68
5.8	Confronto realizzato da Faggiani fra forza di contatto nel caso sperimentale e numerico per un impatto di 15J [31].	69
5.9	Confronto fra i modelli con senza damage per un impatto di 1J.	69
5.10	Andamento della forza di contatto nel caso più gravoso per il pannello.	71
6.1	Schema di base del funzionamento di una rete neurale artificiale [42].	75
6.2	Esempio del struttura di un neurone (sinistra) e di un layer di una rete neurale (destra) [42].	76
6.3	Esempio di rete neurale composta da più layer [42].	77
6.4	Reti neurali per la stima del picco della forza.	80
6.5	Rete neurale per la stima delle coordinate di impatto.	82

Elenco delle figure

6.6	Rete neurale per la stima della massa del corpo impattante.	83
6.7	Rete neurale per la stima della velocità di impatto.	83
7.1	Andamento di errore medio e MSE per una rete composta da tre layer di neuroni.	89
7.2	Configurazione di sensori che meglio ricostruisce i diversi problemi.	92
7.3	Risultati della ricostruzione del picco della forza ed errore percentuale commesso.	95
7.4	Confronto con la posizione di impatto teorica e quella ottenuta con la rete neurale.	96
7.5	Errore commesso nella stima della posizione.	97
7.6	Stime della velocità di impatto con rete neurale e rispettivi errori percentuali.	98
7.7	Stime della massa impattante con rete neurale e rispettivi errori percentuali.	99

Elenco delle tabelle

4.1	Classificazione degli impatti secondo Olsson [19].	39
4.2	Valori della matrice di rigidezza per il pannello irrigidito.	42
4.3	Valori di A e della rigidezza effettiva di un laminato semplice e di un pannello irrigidito.	43
4.4	Forza di delaminazione per un laminato semplice e per un pannello irrigidito.	43
5.1	Valori della massa del corpo impattante.	53
5.2	Proprietà meccaniche di Fibredux HTA/6376C [31].	57
5.3	Proprietà meccaniche di FM 300-2M [38].	58
5.4	Caratteristiche di rottura di FM 300-2M [31, 40].	58
5.5	Durata temporale dei due step.	61
5.6	Velocità e altezza di caduta del corpo impattante.	61
5.7	Energia di impatto espressa in J.	62
5.8	Continuum shell elements (SC8R) - Numero di elementi e di nodi.	63
5.9	Cohesive elements (COH3D8) - Numero di elementi e di nodi.	64
5.10	Discrete rigid elements (R3D3, R3D4) - Numero di elementi e di nodi.	65
5.11	Tensioni di rottura di Fibredux HTA/6376C [31].	66
5.12	Energia di rottura di Fibredux HTA/6376C [31].	67
5.13	Proprietà meccaniche dell'interfaccia di Fibredux HTA/6376C [31].	67
5.14	Valori del massimo della forza di contatto e istante temporale in cui viene raggiunto nel caso di un impatto di 15J.	68

5.15 Valori del massimo della forza di contatto e istante temporale in cui viene raggiunto nel caso di un impatto di 1J.	70
5.16 Forza massima di impatto in corrispondenza del punto del mid- bay e del centro degli irrigidimenti.	72
6.1 Configurazioni di sensori considerate.	79
6.2 Reti utilizzate per la stima del picco della forza.	80
6.3 Reti utilizzate per la stima della massa del corpo impattante.	83
6.4 Reti utilizzate per la stima della velocità di impatto.	84
7.1 Parametri dei test utilizzati per la valutazione degli algoritmi realizzati.	88
7.2 Errore percentuale medio ed MSE nella ricostruzione del picco della forza.	90
7.3 Errore percentuale medio ed MSE nella stima della coordinata x di impatto.	90
7.4 Errore percentuale medio ed MSE nella stima della coordinata z di impatto.	90
7.5 Errore percentuale medio ed MSE nella stima della massa im- pattante.	91
7.6 Errore percentuale medio ed MSE nella stima della velocità di impatto.	91
7.7 Variazione dell'errore quadratico medio in seguito al processo di ottimizzazione.	93
7.8 Valori del picco della forza ottenuti.	94
7.9 Coordinate di impatto teoriche e ricavate attraverso la rete neu- rale semplice e ottimizzata.	95
7.10 Distanza dal punto di impatto teorico.	96
7.11 Velocità di impatto e corrispondenti valori stimati.	97
7.12 Massa di impatto teorica e corrispettivi valori stimati.	99

Capitolo 1

Introduzione

Negli ultimi decenni si è assistito ad un notevole incremento dell'utilizzo dei materiali compositi in diversi campi dell'ingegneria ed in particolare in ambito aerospaziale.

I compositi offrono infatti numerosi vantaggi fra i quali valori elevati di rigidità e resistenza specifica, flessibilità di design e bassa densità.

In particolare, la densità risulta essere circa il 40% inferiore rispetto a quella di una più tradizionale lega di alluminio il che garantisce un notevole risparmio di peso. Ciò permette di ottenere un aumento del range percorribile dai velivoli a parità di propellente, un incremento dei passeggeri paganti o del payload trasportabile e una diminuzione delle emissioni nell'atmosfera [2].

Allo stesso tempo vi sono anche alcuni svantaggi che ne hanno limitato l'utilizzo soprattutto per applicazioni strutturali critiche. Per prima cosa, il loro comportamento, soprattutto per quanto riguarda i fenomeni di rottura, non è ancora stato totalmente compreso a fondo. In secondo luogo, la presenza di difetti all'interno del materiale può farne variare le proprietà meccaniche teoriche in maniera sostanziale. Infine, un altro fattore che può alterare in maniera considerevole le loro proprietà è il danneggiamento del materiale, in modo particolare in seguito agli impatti. Questi fenomeni infatti risultano essere la principale fonte di danni nelle strutture aerospaziali [11].

Il problema maggiore a proposito dei danni che si verificano in seguito agli impatti sta nel fatto che, se l'energia non è sufficientemente elevata, essi possono

non essere visibili a occhio nudo.

Il monitoraggio dell'integrità strutturale riveste quindi un ruolo fondamentale per garantire la sicurezza del carico trasportato. Vi è inoltre un aspetto economico rilevante dietro allo sviluppo di questo tipo di operazioni derivante dal fatto che le riparazioni hanno determinato un incremento del costo dei trasporti negli ultimi anni [27].

Risulta quindi fondamentale sviluppare un programma di ispezione e di test in grado di rilevare in maniera tempestiva l'insorgere di fenomeni di danneggiamento all'interno del materiale.

Le operazioni di monitoraggio dell'integrità possono essere suddivise in attive e passive. Le prime utilizzano un input esterno per valutare la risposta della struttura al fine di confrontarlo poi con la risposta di uno stesso sistema non danneggiato. Nel caso di monitoraggio passivo invece si sfruttano i fenomeni perturbativi che agiscono sul sistema, in questo caso gli impatti, per registrarne la risposta tramite una serie di sensori posti al suo interno [17].

Il vantaggio di questa seconda classe di azioni sta nel fatto che è possibile ottenere un'indicazione in tempo reale riguardante gli effetti degli impatti. Questo permette di non dover fermare completamente il veicolo per sottoporlo a ispezione.

Caratterizzare un impatto significa conoscere sia la posizione in cui esso si verifica sia l'andamento della forza di contatto che si sviluppa [28]. In particolare, dagli studi condotti da Wiggenraad [26] è emerso che il parametro fondamentale che governa l'insorgere dei danni risulta essere il valore massimo della forza di impatto.

Numerosi metodi sono riportati in letteratura per la ricostruzione della forza di impatto e per la determinazione della loro posizione [28]. Il più semplice di questi metodi prevede la risoluzione dell'integrale di convoluzione nel dominio del tempo o in quello delle frequenze. Tale metodo però richiede una conoscenza accurata della funzione di trasferimento del sistema.

Il principale problema sta nel fatto che la relazione che si ottiene è spesso valida per piccoli spostamenti (ipotesi di problema lineare) e di conseguenza il suo utilizzo è possibile solamente in determinate circostanze.

Thiene [41] ha infatti sottolineato che per ricostruire in maniera accurata la funzione di trasferimento, e quindi la risposta dal sistema, gli effetti delle non-linearità non possono essere trascurati. Se così non fosse si correrebbe il rischio di ottenere una sovrastima del valore del picco della forza.

Negli ultimi anni sono stati invece sviluppati modelli di predizione che si basano sulle reti neurali artificiali. Si tratta di modelli computazionali che sono realizzati in maniera tale da riprodurre il sistema nervoso umano. Essi hanno mostrato risultati particolarmente promettenti soprattutto nello studio di problemi non-lineari in cui il comportamento del sistema è difficilmente descrivibile attraverso relazioni matematiche [29].

Le reti neurali sono formate da una serie di elementi, denominati neuroni, messi in collegamento attraverso connessioni. Lo scopo dell'algoritmo alla base delle reti neurali è dunque quello di trovare una relazione matematica fra una serie di valori input, ovvero gli spostamenti della struttura registrati dai sensori, e i corrispondenti valori di output, cioè i valori del picco della forza le coordinate di impatto, la massa e la velocità del corpo impattante ottenute attraverso simulazioni ad elementi finiti.

Una volta allenata la rete e determinati i valori delle connessioni, sarà possibile effettuare una stima dei parametri che caratterizzano un impatto a partire dai valori degli spostamenti registrati dai sensori in seguito ad un generico impatto. La differenza rispetto ad altri lavori realizzati precedentemente, ad esempio quello di Sharif-Khodaei et al [35], è rappresentata dal fatto che i valori delle connessioni ottenuti attraverso la rete neurale artificiale sono stati successivamente ottimizzati in maniera tale da minimizzare l'errore commesso. Infatti i valori iniziali di tali connessioni, la cui influenza è molto significativa sul processo di convergenza della rete, vengono generalmente scelti in maniera casuale. A causa di una scelta sbagliata vi può essere la possibilità che l'errore commesso dalla rete raggiunga un minimo locale e non globale [43].

Per l'ottimizzazione sono stati usati gli algoritmi genetici. Si tratta di codici che si ispirano ai modelli dell'evoluzione biologica in cui gli individui che presentano una migliore capacità di adattamento al problema sopravvivono [44].

Lo studio può quindi essere suddiviso in due parti distinte: nella prima parte

si utilizza il programma ad elementi finiti, ABAQUS, per la realizzazione del modello attraverso il quale ricavare i dati necessari all'allenamento della rete neurale.

Tali dati saranno elaborati in un secondo momento attraverso la rete neurale e gli algoritmi genetici in modo tale da ricavare una relazione che legghi le grandezze caratteristiche di un impatto ai segnali provenienti dai sensori.

Capitolo 2

Materiali compositi

I compositi sono materiali costituiti dalla combinazione di due o più fasi chimicamente e fisicamente distinte le cui proprietà sono superiori rispetto a quelle dei singoli costituenti considerati separatamente. Sebbene esistano varie tipologie di materiali, la classe più diffusa è quella dei compositi a matrice polimerica che sono realizzati ponendo un rinforzo fibroso all'interno della matrice polimerica. Le fibre hanno lo scopo di conferire rigidità e resistenza al materiale mentre la matrice, oltre a mantenere unito e allineato nella giusta direzione il rinforzo fibroso, serve a proteggerlo dall'ambiente esterno e a prevenire il contatto tra le fibre stesse dal momento che posseggono proprietà abrasive. La matrice serve inoltre a supportare e trasferire il carico alle fibre [1].

L'utilizzo di materiali compositi in campo aerospaziale è considerabilmente aumentato negli ultimi decenni grazie ai vantaggi che questi offrono rispetto alle tradizionali leghe metalliche. Si riporta a titolo di esempio (Figura 2.1) la percentuale di compositi utilizzata da Airbus nei suoi velivoli: si può notare che si è passati dal 5% degli A310-300 (1985) fino al 53% del più recente A350XWB (2013) [3]. Una crescita analoga la si può riscontrare anche in Boeing, dove si è raggiunta una composizione del 50% nel Boeing 787 (2009).

Il principale vantaggio legato all'uso di questa tipologia di materiali è rappresentato dalla loro bassa densità che fa sì che, a parità di volume, le strutture in materiale composito siano molto più leggere di quelle realizzate con i tra-

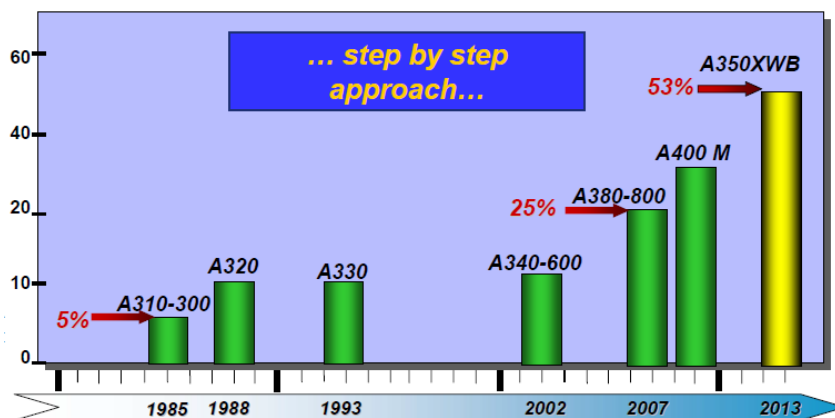


Figura 2.1: Evoluzione della percentuale di materiali compositi nei velivoli Airbus [3].

dizionali materiali metallici. Se si considera ad esempio una comune plastica rinforzata con fibre di carbonio, come quella di cui è costituito il pannello oggetto di questo lavoro di tesi, emerge che la sua densità è pari a circa $1600\text{kg}/\text{m}^3$ che corrisponde approssimativamente al 60% di quella dell'alluminio (circa $2700\text{kg}/\text{m}^3$). In campo aerospaziale questo risparmio di peso può tradursi in un risparmio di carburante, e quindi di emissioni nell'atmosfera, e in un incremento del payload. In alternativa, a parità di carico pagante imbarcato, vi è la possibilità di aumentare la quantità di carburante caricato a bordo in maniera da incrementare il range percorribile dai velivoli [2].

Altri vantaggi dei materiali compositi sono rappresentati dai valori elevati di resistenza e rigidità specifica, dalla resistenza a fatica e alla corrosione e dalla flessibilità nel design.

Questi materiali tuttavia presentano anche diversi svantaggi che possono limitarne l'utilizzo, soprattutto per applicazioni strutturali critiche. In primo luogo, essendo la matrice realizzata in materiale polimerico, essi non sono adatti all'uso in caso di alte temperature. Inoltre la presenza di difetti, come ad esempio le inclusioni e le contaminazioni, il disallineamento delle fibre, un processo di cura diverso da quello teorico o una non perfetta adesione fra fibre e matrice, possono portare a una diminuzione delle proprietà meccaniche del composito. Un altro fattore che può alterarne in maniera significativa le proprietà è rappresentato dai danni all'interno del materiale causati soprattutto

in seguito agli impatti [11].

E' di conseguenza importante sviluppare un programma di test e di ispezione durante l'uso che sia in grado di rilevare tempestivamente lo stato del materiale. Queste procedure possono arrivare ad avere un costo considerevole nel processo di produzione e ispezione della struttura [1].

2.1 Meccanica dei materiali compositi

I laminati compositi, con cui sono realizzate le strutture, sono costituiti da una serie di lamine disposte con diverse orientazioni in maniera tale da ottenere le proprietà meccaniche desiderate. Di conseguenza per calcolare tali proprietà sarà necessario ricavare i legami costitutivi delle singole lamine.

Le lamine sono costituite da una serie di fibre, generalmente parallele fra di loro, immerse in uno strato di resina polimerica. A causa della presenza delle fibre, il cui diametro è molto piccolo, le lamine hanno un comportamento anisotropo. Ciò significa che il materiale presenta una diversa risposta meccanica a seconda della direzione considerata. In questo caso si può osservare un comportamento ortotropo in quanto sono presenti tre piani di simmetria mutualmente ortogonali. A tali piani corrispondono tre direzioni ortogonali fra loro che sono la direzione parallela alle fibre e le due perpendicolari a questa (Figura 2.2).

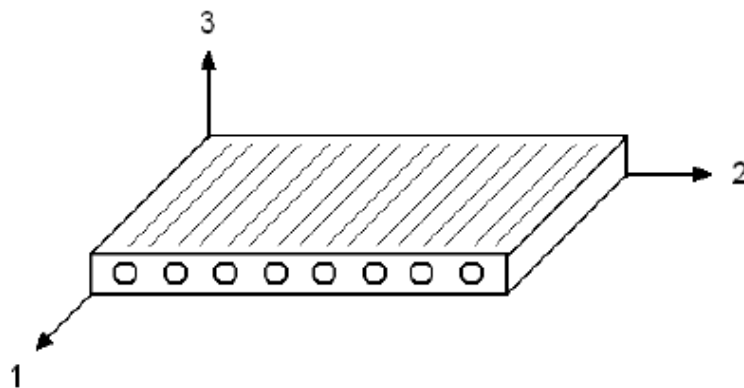


Figura 2.2: Sistema di riferimento di una lamina realizzata in materiale composito [4].

Rispetto a un sistema di riferimento con gli assi paralleli alle direzioni definite in precedenza, la matrice di rigidezza $[C]$ per materiali ortotropi assume la seguente forma:

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

La matrice di rigidezza serve a legare le tensioni e le deformazioni del materiale attraverso la legge di Hooke; in forma compatta tale relazione si può esprimere come:

$$[\sigma] = [C][\epsilon] \quad (2.2)$$

Attraverso la matrice di cedevolezza $[S]$ è poi possibile definire la relazione inversa:

$$[\epsilon] = [S][\sigma] \quad (2.3)$$

Dal momento che generalmente è più comodo e conveniente lavorare con le costanti ingegneristiche del materiale, è necessario legare i termini della matrice di rigidezza e di cedevolezza con i valori E_i (modulo di Young nella direzione i), G_{ij} (modulo di taglio nel piano $i-j$) e ν_{ij} (coefficiente di Poisson) del materiale che si sta considerando. Per un materiale ortotropo si ottengono le seguenti espressioni:

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}; \quad S_{22} = \frac{1}{E_2}; \quad S_{33} = \frac{1}{E_3} \quad (2.4)$$

$$S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}; \quad S_{13} = -\frac{\nu_{13}}{E_1}; \quad S_{23} = -\frac{\nu_{23}}{E_2} \quad (2.5)$$

$$S_{44} = \frac{1}{G_{23}}; \quad S_{55} = \frac{1}{G_{13}}; \quad S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (2.6)$$

Inserendo le espressioni precedenti nella matrice di cedevolezza e calcolando la

2.1 Meccanica dei materiali compositi

sua inversa si ottiene:

$$[C] = \begin{bmatrix} \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

dove si è posto

$$\Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 E_3} \quad (2.8)$$

È importante sottolineare che, per la prima legge della termodinamica, le matrici riportate devono entrambe essere definite positive [6].

A causa delle ridotte dimensioni dello spessore della lamina si è soliti ricorrere all'ipotesi che questa non sia in grado di sopportare carichi in direzione perpendicolare, direzione 3, e che quindi ci si trovi ad operare in condizioni di *plane-stress*. Si ha di conseguenza che:

$$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{13} = 0; \quad \gamma_{31} = \gamma_{23} = 0; \quad \epsilon_3 = S_{13}\sigma_1 + S_{23}\sigma_2 \quad (2.9)$$

A partire da queste ipotesi è possibile riscrivere le matrici di cedevolezza e di rigidità ridotte. Diversamente da quella generale, quest'ultima viene indicata con il simbolo [Q].

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

E invertendo la matrice [S] si ottiene:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{21}\nu_{12}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{21}\nu_{12}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{21}\nu_{12}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{21}\nu_{12}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Sotto le ipotesi enunciate in precedenza, per determinare la relazione fra le tensioni e le deformazioni di una generica lamina è sufficiente conoscere le quattro costanti ingegneristiche E_1, E_2, G_{12} e ν_{12} .

E' importante però sottolineare che le relazioni appena ricavate sono scritte rispetto ad un sistema di riferimento il cui asse x è allineato con la direzione delle fibre. Solitamente però un laminato non è composto solo di lamine con le fibre allineate nella stessa direzione a causa del basso valore della rigidezza in direzione trasversale (direzione 2 di Figura 2.2) che ne risulterebbe. Alcune lamine saranno quindi ruotate di un certo angolo rispetto ad altre e di conseguenza non tutti i sistemi di riferimento delle lamine saranno coincidenti. E' quindi necessario operare un cambio di sistema di riferimento in maniera tale da specificare le proprietà delle singole lamine rispetto ad un sistema di coordinate globale.

Sia (x, y) un generico sistema di riferimento e sia θ l'angolo di rotazione fra l'asse x e la direzione delle fibre. La matrice di rotazione tra il sistema di riferimento globale e quello locale, definito in Figura 2.2, può quindi essere scritta come:

$$[T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs \\ s^2 & c^2 & -2cs \\ -cs & cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

dove si è posto per compattezza $c = \cos\theta$ e $s = \sin\theta$.

Rispetto a tale sistema è quindi possibile definire i vettori della tensione e della deformazione come:

2.1 Meccanica dei materiali compositi

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} \quad \text{Oppure} \quad \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [R] [T]^{-1} [R]^{-1} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

dove $[R]$ corrisponde alla matrice di Reuters definita come:

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Inserendo le espressioni appena enunciate all'interno della legge di Hooke per un sistema che opera in ipotesi di plane-stress si ottiene:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} [Q] [R] [T] [R]^{-1} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

La matrice $[\bar{Q}]$ è detta la matrice di rigidità ridotta trasformata. Invertendola è possibile trovare la matrice di cedevolezza ridotta trasformata $[\bar{S}]$ [6].

Le relazioni ottenute fino a questo momento si riferiscono però ad una singola lamina. I laminati che compongono una generica struttura sono realizzati dalla sovrapposizione di diverse lamine incollate fra di loro. Tale scelta è dovuta agli spessori ridotti, dell'ordine del decimo di millimetro, delle singole lamine che rende necessario utilizzarne un numero elevato per resistere ai carichi a cui sono sottoposte. Inoltre, le lamine unidirezionali posseggono ridotte proprietà meccaniche nelle direzioni trasversali a quelle delle fibre [6].

Per risolvere entrambi i problemi i laminati vengono realizzati attraverso diverse lamine con le fibre orientate in direzioni differenti in maniera da trovare

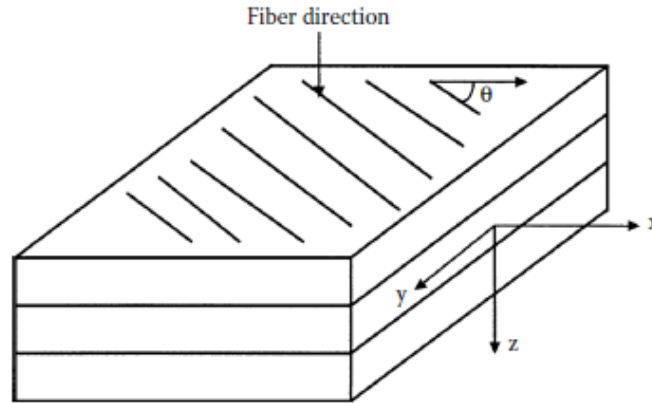


Figura 2.3: Esempio di laminato in materiale composito [5].

i valori di rigidezza e resistenza ottimali rispetto al carico a cui è sottoposta la struttura.

Si consideri quindi un laminato formato da N strati ognuno caratterizzato da un materiale e con una certa orientazione delle fibre rispetto ad un sistema globale stabilito. L'origine dell'asse z , $z=0$, di tale sistema di riferimento è posto a metà del laminato della piastra con il verso positivo rivolto verso il basso (Figura 2.3).

Siano u_0, v_0 e w_0 gli spostamenti nelle direzioni x, y e z del piano di mezzeria del laminato e u, v e z gli spostamenti di un qualsiasi altro punto. Il vettore delle deformazioni può quindi essere scritto come:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.17)$$

dove i valori di κ_i corrispondono ai valori della curvatura nelle diverse direzioni. Inserendo l'espressione precedente all'interno della legge di Hooke si ottiene:

2.1 Meccanica dei materiali compositi

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Da quest'ultima equazione si può notare che la tensione varia linearmente con la deformazione solo all'interno delle singole lamine; infatti dal momento che la matrice di rigidità ridotta $[\bar{Q}]$ dipende dalle caratteristiche dei vari layer, come il materiale e la loro orientazione, che possono essere differenti da strato a strato, lo stress può presentare discontinuità passando da una lamina all'altra [6].

Per determinare la tensione nelle singole lamine, necessaria per i criteri di failure, bisogna quindi determinare i valori delle deformazioni e delle curvature del piano di mezzeria. Tali grandezze possono essere ricavati a partire dai valori delle forze (N_i) e dei momenti (M_i) che agiscono sul laminato.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{h/2}^{-h/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (2.19)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{h/2}^{-h/2} z \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} z \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (2.20)$$

Sostituendo le espressioni della tensione in funzione delle deformazioni e delle curvature (Equazione 2.18) e risolvendo gli integrali e le sommatorie, si veda [6] per maggiori dettagli, si ottiene:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ A_{12} & A_{22} & A_{23} & B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ A_{13} & A_{23} & A_{33} & B_{13} & B_{23} & B_{33} \\ B_{11} & B_{12} & B_{13} & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ B_{12} & B_{22} & B_{23} & D_{12} & D_{22} & D_{23} \\ B_{13} & B_{23} & B_{33} & D_{13} & D_{23} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Nell'espressione precedente la matrice 6x6 può essere scomposta in 4 sottoma-

trici di dimensioni 3x3 [A], [B] e [D]; [A] corrisponde alla matrice di rigidità membranale, [D] alla matrice di rigidità flessionale mentre [B] corrisponde alla matrice di accoppiamento tra gli sforzi membranali e flessionali.

I termini che compongono le tre matrici possono essere ottenuti attraverso le seguenti relazioni:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N [(\overline{Q}_{ij})]_k (h_k - h_{k-1}) \quad \text{con } i = 1, 2, 3 \quad e \quad j = 1, 2, 3 \quad (2.22)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [(\overline{Q}_{ij})]_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad \text{con } i = 1, 2, 3 \quad e \quad j = 1, 2, 3 \quad (2.23)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N [(\overline{Q}_{ij})]_k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad \text{con } i = 1, 2, 3 \quad e \quad j = 1, 2, 3 \quad (2.24)$$

A partire dalla conoscenza dei carichi e dei parametri geometrici e meccanici è quindi possibile ricavare i valori delle deformazioni del piano medio e delle curvature e di conseguenza quelli delle tensioni.

2.2 Meccanismi di failure dei materiali compositi

Il danneggiamento di un materiale composito è un processo molto più complesso rispetto a quello che si ha nel caso di una tradizionale materiale metallico. In tale processo infatti bisogna considerare i meccanismi di rottura delle diverse parti che compongono il composito. In particolare:

- Rottura della matrice;
- Rottura delle fibre;
- Rottura dell'interfaccia fra fibre e matrice;

2.2 Meccanismi di failure dei materiali compositi

- Delaminazione.

I primi tre meccanismi riportati fanno parte dei processi intra-laminari e cioè di quelli che si verificano all'interno della lamina. Al contrario, l'ultimo è un processo inter-laminare e quindi coinvolge l'interfaccia fra le varie lamine che costituiscono il laminato.

L'ordine con il quale i precedenti processi avvengono dipende dall'orientazione del rinforzo fibroso che si è considerato così come dal carico che agisce sulla struttura. Tuttavia, il danneggiamento di un pannello è sempre guidato dallo stesso input che può essere espresso secondo il principio che il processo che richiede meno energia sarà il primo a verificarsi [7].

Generalmente il processo di rottura comincia nei componenti che presentano una minore resistenza come la matrice e l'interfaccia tra fibre e matrice. Quest'ultima tipologia di danneggiamento avviene principalmente nelle zone in cui le fibre non sono allineate con la direzione del carico. I primi tre meccanismi di rottura si arrestano nel momento in cui la cricca che si viene a creare raggiunge le lamine adiacenti.

Dal momento che generalmente un laminato è costituito dall'insieme di diverse lamine unidirezionali, per studiare al meglio i meccanismi di failure è necessario comprendere innanzitutto il comportamento a rottura di tali componenti. Di seguito ne verranno esposti brevemente gli aspetti principali.

Si considerino per prima cosa il comportamento a trazione. I parametri che influenzano maggiormente i meccanismi di failure per le fibre e la matrice sono:

- La deformazione a rottura della matrice e delle fibre (ϵ_m^* e ϵ_f^*);
- La percentuale di fibre presenti all'interno della lamina (V_f).

Consideriamo come esempio il caso in cui la deformazione di rottura della matrice sia minore di quella delle fibre ($\epsilon_f^* > \epsilon_m^*$). La modalità di rottura dipenderà dal volume di fibre presenti all'interno della lamina: se tale valore è inferiore ad un valore critico (V_f'), si assiste ad una singola frattura e il failure della matrice corrisponderà a quello dell'intera lamina. Infatti, una volta raggiunto ϵ_m^* le fibre, essendo poche, non saranno in grado di sopportare il carico agente.

Se al contrario il volume di fibre è maggiore di V_f' , una volta che si raggiunge nella lamina la deformazione di rottura della matrice, le fibre saranno comunque in grado di continuare a reggere il carico. In questo caso quindi si verificano fratture multiple all'interno della matrice senza che la lamina si sia necessariamente rotta [8].

Un discorso contrario si ha nel caso in cui $\epsilon_f^* < \epsilon_m^*$. In Figura 2.4 si riporta la casistica completa della modalità di rottura di una lamina sottoposta ad una forza di trazione.

$\epsilon_f^* > \epsilon_m^*$	V_f	$V_f < V_f'$	$V_f > V_f'$
	Strength	$\sigma_i^* = \sigma_f' V_f + \sigma_m^* (1 - V_f)$	$\sigma_i^* = \sigma_f^* V_f'$
	Failure mode	Single fracture	Multiple fracture
	V_f'	$V_f' = \sigma_m^* / (\sigma_f^* - \sigma_f' - \sigma_m^*)$, σ_f' is fiber stress when resin fractures	
$\epsilon_f^* < \epsilon_m^*$	V_f	$V_f < V_f'$	$V_f > V_f'$
	Strength	$\sigma_i^* = \sigma_m^* V_m$	$\sigma_i^* = \sigma_m' (1 - V_f) + \sigma_f^* V_f$
	Failure mode	Multiple fracture	Single fracture
	V_f'	$V_f' = (\sigma_m^* - \sigma_m') / (\sigma_f^* + \sigma_m^* - \sigma_m')$, σ_m' is stress borne by matrix when fiber fractures	

Figura 2.4: Modalità di failure nei materiali compositi [8].

A seconda della tensione di taglio (τ) che si sviluppa all'interfaccia fra le fibre e la matrice si possono poi distinguere due casi:

- τ maggiore della resistenza dell'interfaccia. Dopo la formazione della prima cricca, le fibre e la matrice si possono considerare come slegate fra di loro. Di conseguenza non vi è più nessuna correlazione tra lo spostamento delle due componenti che compongono il laminato.
- τ minore della resistenza dell'interfaccia. In questo caso le fibre e la matrice rimangono legati fra di loro e si ha una correlazione fra gli spostamenti dei due componenti.

2.2 Meccanismi di failure dei materiali compositi

Per entrambi i casi si ha che la forza che si trasferisce fra le fibre e la matrice si può esprimere attraverso la relazione:

$$\frac{dF}{dy} = \frac{2V_f\tau}{r} \quad (2.25)$$

con r raggio delle fibre. Nel caso in cui si sia verificata la rottura dell'interfaccia, τ rappresenta la tensione di attrito [8].

Per quando riguarda invece la resistenza a trazione nella direzione perpendicolare a quella delle fibre, questa dipende principalmente dalla resistenza della matrice. Infatti a causa delle loro caratteristiche geometriche le fibre presentano una resistenza elevata solamente nella direzione longitudinale. La loro presenza inoltre tende a diminuire la tensione di rottura della matrice in quanto si ha una diminuzione della sezione efficace che resiste al carico. Le fibre si comportano quindi come fori amplificando lo stress.

Considerando invece il comportamento a compressione, il problema principale si ha nel momento in cui il carico agisce nella direzione parallela a quella delle fibre. La rottura in direzione perpendicolare infatti dipende quasi esclusivamente dalla tensione di rottura a compressione della matrice come nel caso precedente. Tuttavia per tali materiali il comportamento a compressione risulta essere migliore di quello a trazione.

Nel caso si consideri invece la direzione parallela a quella delle fibre, esistono due differenti modi di failure:

- Microbuckling;
- Rottura per taglio.

Nel primo caso si parla di microbuckling in quanto il fenomeno coinvolge solamente le fibre e non l'intera lamina. Il carico di failure in questo caso si può stimare attraverso la relazione:

$$\sigma_{//}^{*c} = \frac{G_m}{1 - V_f} \quad (2.26)$$

Aumentando il volume di fibre presenti all'interno del laminato è possibile aumentare in via teorica la tensione critica.

Per avere una stima della tensione di rottura a taglio si può usare invece la seguente formula:

$$\tau^{*c} = \frac{1}{2}\sigma_{//}^{*c} = \tau_f^{*c}V_f + \tau_m^{*c}(1 - V_f) \quad (2.27)$$

Per sapere quale dei due fenomeni si manifesterà per primo, si devono calcolare le due grandezze (che sono funzione anche della temperatura) e vedere dove si ha il valore più basso.

In Figura 2.5 è possibile osservare l'andamento della tensione di rottura al variare dell'orientazione delle fibre. In alternativa si può considerare il grafico come la tensione di failure di una lamina unidirezionale al variare della direzione del carico [8].

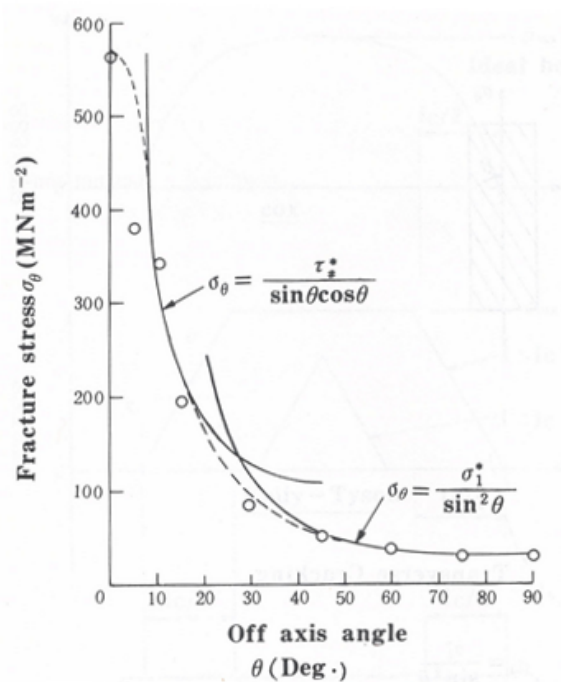


Figura 2.5: Tensione di rottura di un materiale composito al variare dell'orientazione delle fibre [8].

Come si può intuire da quanto esposto in precedenza, i fenomeni di rottura per le singole lamine sono piuttosto complessi a causa della notevole quantità di processi che entrano in gioco. Ecco quindi che per la valutazione del failure di un materiale composito sono stati quindi sviluppati una serie di criteri atti a

2.2 Meccanismi di failure dei materiali compositi

determinare in maniera rapida l'insorgere della rottura all'interno delle lamine. Uno dei primi criteri di failure ad essere sviluppato è stato quello di Tsai-Hill secondo il quale si giunge a rottura se:

$$\left(\frac{\sigma_{//}}{\sigma_{//}^*}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{\perp}}{\sigma_{\perp}^*}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{\#}}{\tau_{\#}^*}\right)^2 + \frac{\sigma_{//}\sigma_{\perp}}{\sigma_{//}^{*2}} \geq 1 \quad (2.28)$$

Ulteriori criteri possono essere trovati all'interno del lavoro di Orifici [9] e di Zhang [8]. Un confronto fra alcuni criteri di rottura per una lamina unidirezionale è presente in Figura 2.6.

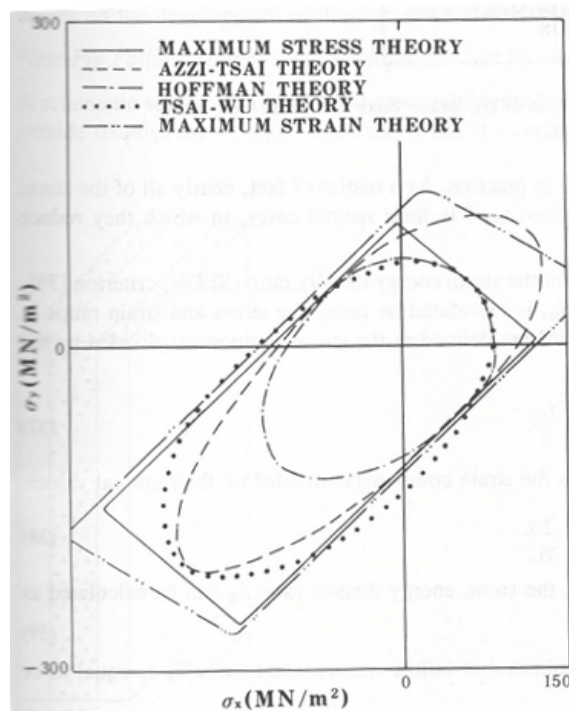


Figura 2.6: Comparazione fra differenti criteri di failure [8].

Il passo successivo da fare è quello di estendere i concetti esposti fino ad adesso all'intero laminato. Come già illustrato in precedenza, i laminati sono generalmente realizzati dalla sovrapposizione di diverse lamine con differenti orientazioni in maniera da ottenere i valori di rigidità e resistenza desiderati. Per quanto riguarda la resistenza, le fibre poste a 0° hanno lo scopo di reggere i carichi longitudinali sia a trazione che a compressione; quelle poste a $\pm 45^\circ$ e

90° servono invece a sopportare rispettivamente le forze di taglio e trasversali [8].

Consideriamo quindi un generico laminato sottoposto ad un carico di trazione. Dal momento che i materiali compositi hanno un comportamento fortemente anisotropo, la rigidità dipenderà dalla direzione che si sta valutando. Di conseguenza le varie lamine supporteranno una tensione proporzionale al loro modulo elastico nella direzione del carico.

Una volta determinate le tensioni a cui sono sottoposte le singole lamine, si utilizzano i criteri di rottura per determinare se si verificano fenomeni di danneggiamento.

Dopo che si forma la prima frattura all'interno di una delle lamine si assiste a una redistribuzione parziale della tensione, principalmente in quelle adiacenti e disposte parallelamente alla direzione del carico, che può essere espressa attraverso la relazione:

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_0 e^{-\sqrt{\Phi}y} \quad \text{con} \quad \Phi = \frac{E_c G_{12}}{E_{11} E_{22}} \frac{b+d}{bd^2} \quad (2.29)$$

dove y rappresenta la distanza longitudinale dal punto dove si forma la frattura, b e d lo spessore delle lamine con le fibre poste rispettivamente in maniera parallela e perpendicolare alla direzione del carico e E_c il valore iniziale del modulo elastico del composito che può essere stimato attraverso la relazione:

$$E_c = E_{11} \frac{b}{b+d} + E_{22} \frac{d}{b+d} \quad (2.30)$$

E' quindi necessario ricalcolare la tensione a cui sono sottoposti i vari strati del laminati per effettuare nuovamente il confronto con i criteri di rottura [8].

Nel caso di un laminato è inoltre possibile assistere a fenomeni di rottura dell'interfaccia fra due lamine vicine. Tale processo, denominato delaminazione, rappresenta uno dei modi di failure più critici nell'ambito dei laminati compositi. Il fenomeno della delaminazione si verifica quando si supera la tensione di rottura, sia a trazione che a taglio, della resina che collega due strati adiacenti.

La delaminazione può essere causata sia al momento della fabbricazione del pannello, ad esempio a causa di un non corretto processo di cura del composito,

2.3 Difetti nei materiali compositi

che durante le operazioni che coinvolgono il pannello, come nel caso di impatti [10].

Bisogna però specificare che, al contrario di quanto accade per i materiali metallici, l'inizio del processo di rottura per un laminato composito può anche non essere un evento catastrofico. Infatti quando si rompe una lamina si può assistere semplicemente ad una diminuzione della rigidità e della resistenza della struttura. E' possibile che dopo la rottura della prima lamina il laminato sia in grado di continuare a sostenere il carico fino alla rottura dell'ultimo strato che lo compone. Per fare un semplice esempio di quanto appena detto, si suppone che in un laminato si formi una crepa nella matrice in direzione parallela a quella delle fibre; dal momento che in tale direzione il contributo principale nella resistenza alla trazione è dato dalle fibre, il pannello sarà ancora in grado di sopportare il carico senza problemi [6].

2.3 Difetti nei materiali compositi

Un'ulteriore categoria che può alterare gravemente le proprietà dei compositi è costituita dai difetti che possono inavvertitamente essere prodotti sia in fase di realizzazione che nel corso della normale vita del componente.

Il più comune tipo di difetto che si può formare in fase di realizzazione è la porosità. E' possibile infatti che si creino dei vuoti all'interno della matrice che vanno a diminuire le performance del materiale. Tali vuoti sono causati da una non ottimale impostazione dei parametri di cura del materiale come ad esempio la temperatura, il tempo o la pressione.

Inoltre, un processo di cura differente da quello teorico fa sì che le proprietà del materiale risultino essere diverse da quelle teoriche. In questo caso è possibile avere un'aderenza tra fibre e matrice e tra le diverse lamine molto scadente.

Recentemente, a causa dello sviluppo di processi di produzione a basso costo, è cresciuto il numero di difetti dovuto ad un non perfetto allineamento delle fibre, ad un volume di fibre diverso da quello teorico, ad una non omogenea distribuzione delle fibre all'interno del laminato e alla presenza di inclusioni [11].

Per quanto riguarda i difetti che si formano durante la vita operativa del componente, la principale categoria è causata dagli impatti che possono generare la rottura del materiale, sia della matrice che delle fibre, e dai fenomeni di delaminazione. Il rischio maggiore che si viene a creare nasce dal fatto che questa categoria di difetti può verificarsi all'interno del materiale con scarse possibilità di essere visibili ad occhio nudo [11].

Capitolo 3

Pannelli irrigiditi

Come già illustrato nel corso del capitolo precedente, l'obiettivo principale della fase di progettazione di una qualsiasi struttura è quello di minimizzarne il peso e di massimizzarne la resistenza. Per quanto riguarda la diminuzione del peso, oltre all'introduzione dei materiali compositi, la strategia è stata quella di ridurre lo spessore in modo da realizzare strutture in parete sottile.

Queste tipologie di strutture possono però essere soggette a problemi di instabilità e di conseguenza una comprensione esauriente dei fenomeni di buckling è necessaria in fase di progettazione.

Come si vedrà nel dettaglio nel corso del capitolo, il carico di buckling è direttamente proporzionale alla rigidità del pannello. Di conseguenza, per aumentare la stabilità del pannello, vengono utilizzati irrigidimenti che servono a incrementare la rigidità della struttura senza dover necessariamente aumentare lo spessore delle varie parti che la compongono. Dal momento che generalmente il peso degli irrigidimenti è piccolo se comparato a quello del pannello, questa soluzione consente di ottenere anche un risparmio di peso.

3.1 Ruolo skin e irrigidimenti

Le comuni strutture utilizzate in campo aerospaziale devono essere progettate per resistere ai carichi a cui sono sottoposte, per fornire la corretta forma aerodinamica e per proteggere i passeggeri, il payload e la strumentazione. Per

raggiungere lo scopo vengono utilizzate strutture realizzate in parete sottile, supportate da una serie di irrigidimenti longitudinali e di telai trasversali in maniera tale da resistere a carichi flessionali, assiali e torsionali [13]. Un esempio di questo tipo di strutture, denominate *semi-monocoque*, è riportato in Figura 3.1.

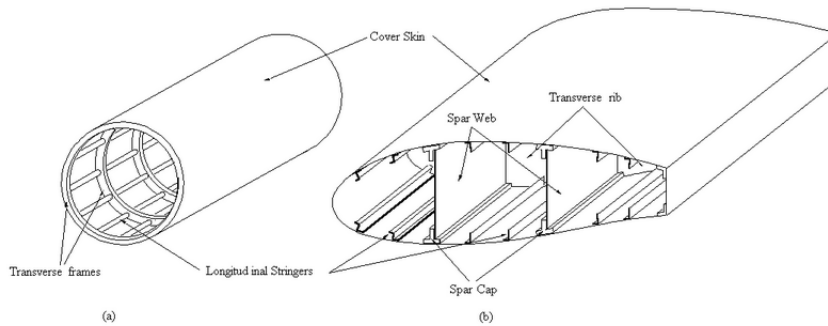


Figura 3.1: Esempio di sezione semi-monocoque [14].

Ognuna delle varie parti che compone la struttura è pensata per avere una specifica funzione. Ad esempio le pareti, dette skin, servono principalmente a trasmettere i carichi aerodinamici ai supporti longitudinali e trasversali in quanto il loro contributo nella resistenza ai carichi flessionali ed assiali, seppur presente, è modesto. Inoltre la loro funzione è quella di sviluppare una tensione in grado di resistere alle forze di taglio e ai momenti torsionali.

Per quanto riguarda gli irrigidimenti, questi possono essere suddivisi in longeroni e spar ribs. Il loro scopo è quello di resistere ai carichi flessionali e assiali; in aggiunta servono a dividere la skin in pannelli più piccoli in modo da aumentare il carico e la tensione di buckling.

I telai, o irrigidimenti trasversali, oltre ad avere lo scopo di mantenere la forma della sezione, servono a distribuire i carichi concentrati sulla struttura e a ripartire le tensioni che si formano attorno alle discontinuità. Inoltre, come gli irrigidimenti longitudinali, dividono la skin in parti più piccole per incrementare la rigidità della struttura. La loro distanza è necessaria poi in quanto definisce la lunghezza della porzione di sistema in questione per la determinazione del carico critico [14].

Gli irrigidimenti possono essere classificati in due categorie:

3.1 Ruolo skin e irrigidimenti

- Irrigidimenti con forma aperta;
- Irrigidimenti con forma chiusa.

La differenza principale fra le due categorie riportate in precedenza sta nel fatto che gli irrigidimenti che presentano una forma chiusa presentano una maggiore rigidità torsionale [16].

In Figura 3.2 sono riportati alcuni esempi della sezione trasversale per le tipologie di irrigidimenti maggiormente utilizzati in campo aerospaziale.

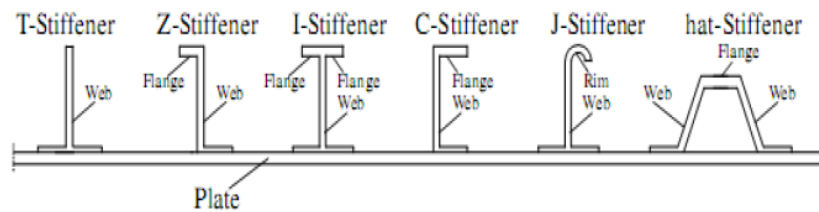


Figura 3.2: Principali tipologie di irrigidimenti [16].

Data la complessità della strutture per avere una stima delle grandezze di interesse, come ad esempio la posizione del baricentro o la distribuzione delle tensioni, sarebbe necessario un programma ad elementi finiti. Infatti gli irrigidimenti presentano una sezione molto piccola rispetto a quella dei componenti a cui sono collegati.

La modellazione ad elementi finiti tuttavia è dispendiosa e quindi, per avere un'idea del comportamento della struttura, si ricorre ad un processo di idealizzazione in modo da semplificare l'analisi preliminare. Tale processo prevede che:

- Gli irrigidimenti longitudinali sopportino solamente gli sforzi assiali;
- Dal momento che la sezione trasversale di tali irrigidimenti è piccola si suppone che la tensione sia costante all'interno dei longheroni;
- I pannelli in parete sottile sopportino solamente gli sforzi di taglio;
- La tensione di taglio sia costante lungo lo spessore delle pareti poiché questo è molto piccolo;

- Gli irrigidimenti longitudinali e trasversali siano rigidi all'interno del loro piano e di conseguenza la forma della sezione rimanga sempre costante. In direzione normale a tale piano si suppone inoltre che la rigidezza sia nulla [14].

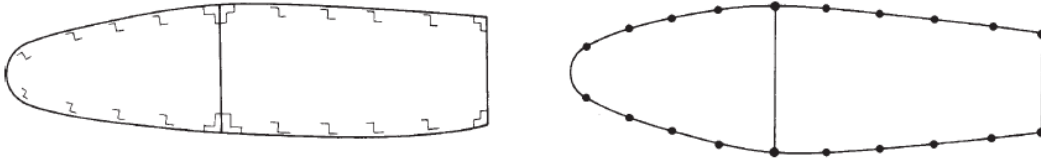


Figura 3.3: Esempio di idealizzazione di una struttura. Struttura originale (sinistra) e struttura idealizzata (destra) [13].

Un esempio di idealizzazione è mostrato in Figura 3.3.

Nella realtà tuttavia le skin sopportano una quantità non trascurabile del carico ed è quindi necessario includere tali effetti attraverso un modello analitico. Bisogna quindi definire una sezione equivalente che tenga in considerazione sia l'area effettiva degli irrigidimenti che l'area del pannello distribuita nei suoi dintorni.

Per determinare l'area aggiuntiva, data dalla skin, da sommare poi a quella degli irrigidimenti, si consideri una porzione di pannello di spessore t soggetta ad una data distribuzione di tensione come mostrato in Figura 3.4. Imponendo l'equilibrio dei momenti prima rispetto al punto 2 e poi rispetto al punto 1 si ottiene:

$$\frac{1}{2}\sigma_2tb^2 + \frac{1}{2}(\sigma_1 - \sigma_2)\frac{2}{3}tb^2 = \sigma_1B_1b \quad (3.1)$$

$$B_1 = \frac{1}{6}tb\left(2 + \frac{\sigma_2}{\sigma_1}\right) \quad (3.2)$$

$$B_2 = \frac{1}{6}tb\left(2 + \frac{\sigma_1}{\sigma_2}\right) \quad (3.3)$$

Il rapporto fra le tensioni è un parametro che dipende esclusivamente da caratteristiche di tipo geometrico; infatti se si considera ad esempio un problema di flessione si ha:

3.2 Buckling delle piastre sottili

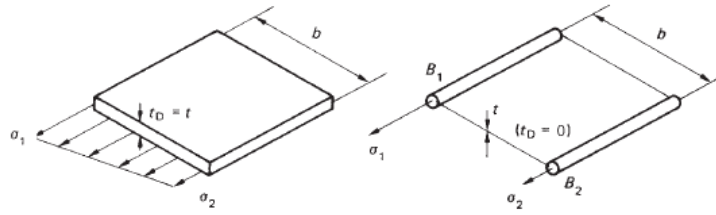


Figura 3.4: Idealizzazione del pannello per il calcolo dell'area equivalente [13].

$$\sigma_i = \frac{M}{I} y_i \quad \Rightarrow \quad \frac{\sigma_2}{\sigma_1} = \frac{y_2}{y_1} \quad (3.4)$$

Nota la distribuzione delle aree lungo il pannello è possibile avere una stima della posizione del baricentro e del flusso di taglio che si instaura nelle pareti [13].

3.2 Buckling delle piastre sottili

Come detto in precedenza, lo scopo principale degli irrigidimenti è quello di incrementare la rigidità, sia flessionale che torsionale, della piastra in maniera tale da prevenire i problemi di buckling. Con il termine buckling ci si riferisce alla perdita di stabilità nei componenti di una struttura che può portare al cedimento dell'intero sistema.

Per comprendere al meglio il problema, e capire quindi il ruolo degli irrigidimenti, ricaviamo l'espressione del carico per il quale si ha l'inizio del fenomeno del buckling.

Si consideri una piastra rettangolare, per semplicità realizzata con un materiale isotropo, di dimensioni a e b semplicemente appoggiata su tutti i lati e caricata con un carico di compressione applicato in direzione perpendicolare al lato b come mostrato in Figura 3.5.

Per ricavare una relazione analitica per il carico critico si utilizza un approccio energetico esprimendo i valori dell'energia potenziale e dell'energia di deformazione della piastra. Le ipotesi che stanno alla base della trattazione possono essere riassunte come:

- Gli spostamenti sono piccoli rispetto allo spessore del pannello;

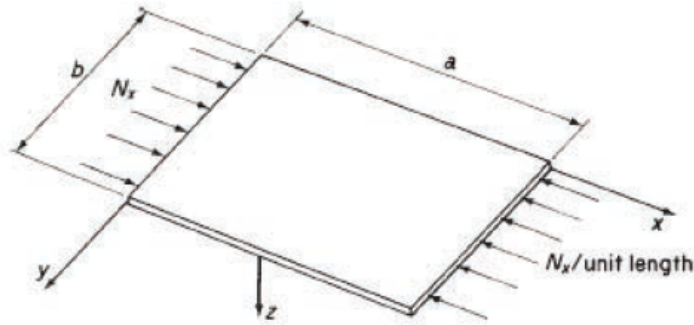


Figura 3.5: Esempio di piastra semplicemente appoggiata soggetta a un carico di compressione [13].

- Lo spostamento può essere espresso attraverso una funzione trigonometrica che assume la forma:

$$w = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \cos \frac{n\pi y}{b} \quad (3.5)$$

Le espressioni per l'energia di deformazione, indicata con la lettera U, e per l'energia potenziale, indicata con la lettera V, sono rispettivamente:

$$U = \frac{D}{2} \int_0^a \int_0^b \left\{ \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 - 2(1 - \nu) \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 \right] \right\} dx dy \quad (3.6)$$

$$V = -\frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b N_x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 dx dy \quad (3.7)$$

con D rigidezza flessionale della piastra.

Una volta sommate le Equazioni 3.6 e 3.7, sostituendo l'espressione dello spostamento w , integrando in dx e dy , derivando rispetto a A_{mn} ed infine eguagliando a zero si ottiene un'espressione del carico critico pari a:

$$N_{x,Cr} = \pi^2 a^2 D \frac{1}{m^2} \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2 \quad (3.8)$$

3.2 Buckling delle piastre sottili

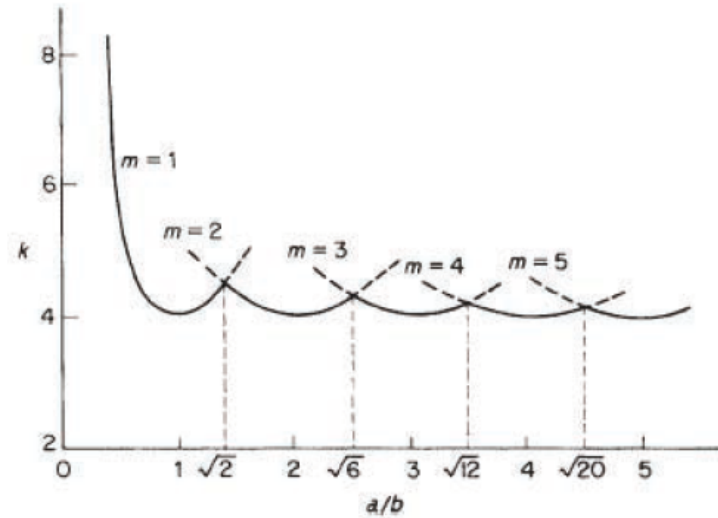


Figura 3.6: Andamento del coefficiente di instabilità al variare del parametro a/b per piastre semplicemente appoggiate [13].

Nell'Equazione 3.8, i valori di m ed n rappresentano in numero di semi-onde che si formano rispettivamente nelle direzioni x e y [13].

Per determinare il più basso valore del carico critico si impone per prima cosa la condizione che in direzione y sia presente una sola semi-onda ($n=1$) e si studia poi l'andamento di $N_{x,Cr}$ al variare dei parametri m , a e b

Dopo aver definito per semplicità il coefficiente di instabilità k come:

$$k = \left(\frac{mb}{a} + \frac{a}{mb} \right)^2 \quad (3.9)$$

si ottiene:

$$N_{x,Cr} = \frac{k\pi^2 D}{b^2} \quad (3.10)$$

Il problema sta quindi nella determinazione del valore del coefficiente di instabilità che minimizza il carico critico. A tale proposito si può osservare in Figura 3.6 l'andamento di k in funzione del parametro geometrico a/b per diversi valori di m .

Dal grafico risulta che il coefficiente di instabilità tende ad un valore minimo pari a 4 in maniera indipendente dal valore di m . Tale minimo inoltre si

verifica sempre quando $m \cong a/b$ e cioè quando la lunghezza del lato lungo della piastra è un multiplo intero di quella del lato più corto. Le piastre dalla forma allungata tendono ad assumere una configurazione a quadrati quando si deformano.

Si ricava quindi il valore della tensione critica. La rigidezza flessione della piastra può essere espressa come:

$$D = \frac{Et^3}{12(1 - \nu^2)} \quad (3.11)$$

Dal momento che il carico agente sulla piastra è stato definito come una forza per unità di lunghezza, la tensione critica può essere espressa come:

$$\sigma_{x,Cr} = \frac{N_{x,Cr}}{t} = \frac{k\pi^2 D}{tb^2} = \frac{k\pi^2 E}{12(1 - \nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (3.12)$$

Nel caso di piastre con un basso valore del rapporto b/t può succedere che la tensione di buckling abbia un valore superiore a quello del limite elastico del materiale e di conseguenza la relazione precedente non è più valida in quanto il modulo di Young e il coefficiente di Poisson dipenderebbero dal valore della tensione. Per risolvere tale problema si utilizza un coefficiente correttivo η che tiene conto degli effetti della plasticità. La formula per il calcolo della tensione critica diventa quindi:

$$\sigma_{x,Cr} = \eta \frac{k\pi^2 E}{12(1 - \nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (3.13)$$

L'Equazione 3.13 ha comunque valore anche in campo elastico avendo cura di porre $\eta = 1$.

Tale relazione è molto importante in quando osservandola si ottiene la spiegazione della ragione per la quale si utilizzano gli irrigidimenti. Infatti, per aumentare il valore della tensione critica secondaria si osserva che, fissate le caratteristiche del materiale, si hanno le seguenti possibilità:

- Aumentare lo spessore della piastra;
- Diminuire la dimensione b della piastra;
- Aumentare il valore di coefficiente di instabilità k .

3.2 Buckling delle piastre sottili

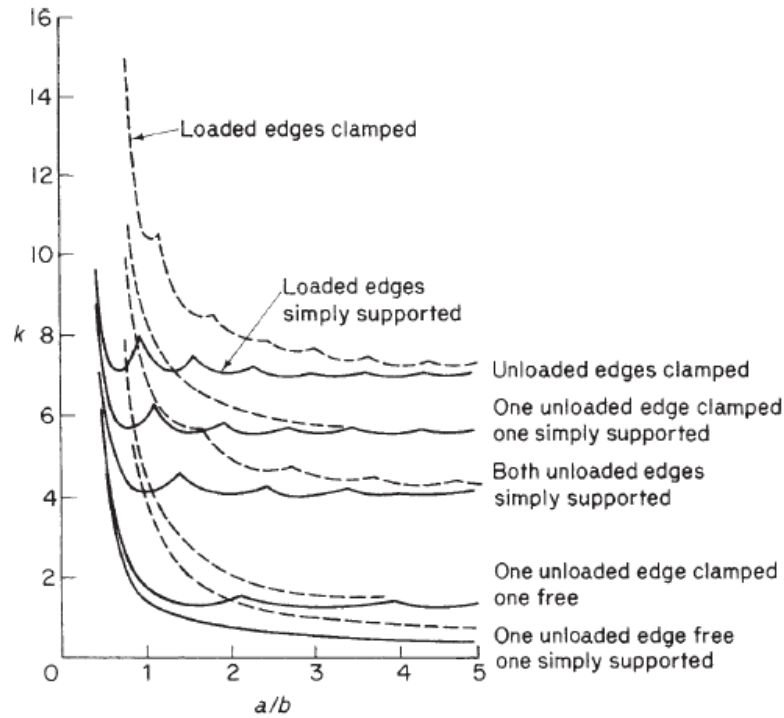


Figura 3.7: Andamento del coefficiente di instabilità per diverse condizioni di vincoli [13].

Per ottenere un valore del carico di buckling il più alto possibile è quindi importante che il rapporto a/b sia il più elevato possibile. Questo si può ottenere facendo in modo che la lunghezza b sia sufficientemente bassa (rapporto a/b elevato). Lo scopo degli irrigidimenti è quindi quello di diminuire la lunghezza del lato corto della piastra per incrementare la resistenza del pannello [13].

Si sottolinea però che la Figura 3.6, e quindi il valore del coefficiente di instabilità, è valida solamente per piastre semplicemente appoggiate. Il coefficiente di instabilità è infatti stato ricavato per via analitica a partire da una situazione vincolare e di carico ben definita. Il suo valore dipende, oltre che dalle caratteristiche geometriche del pannello, anche dai vincoli a cui è soggetta la piastra.

L'andamento di k per differenti tipologie di vincolo e di carico è riportato in Figura 3.7. Dal grafico si osserva che la seconda opzione per aumentare il valore della tensione critica è quello di diminuire i gradi di libertà del sistema [13].

3.3 Instabilità negli irrigidimenti

Come è stato visto nella sezione 3.1, in campo aerospaziale vengono utilizzati pannelli i cui irrigidimenti sono assimilabili a travi composte da piastre con pareti sottili. Di conseguenza anche gli irrigidimenti possono essere soggetti a problemi di instabilità. Il tipo di instabilità a cui sarà soggetta la trave dipenderà dalla sua snellezza, definita come:

$$\lambda = \frac{L'}{\rho} \quad \text{con } \rho = \sqrt{I/A} \text{ e } L' = L/\sqrt{c} \quad (3.14)$$

dove ρ rappresenta il raggio d'inerzia della sezione trasversale e L' la lunghezza effettiva della trave attraverso cui si tiene conto, tramite c , della presenza dei vincoli.

- $\lambda > 80$ trave soggetta a buckling primario;
- $\lambda < 20$ trave soggetta a buckling secondario;
- $20 < \lambda < 80$ combinazione di buckling primario e secondario.

Analizzando una trave con una generica sezione, questa risulta essere formata da un insieme di flange e nervature. Le prime sono caratterizzate dal fatto di avere un lato libero mentre nelle seconde tutti i lati sono vincolati a rimanere attaccati a quelli adiacenti.

In questo caso il fenomeno di instabilità locale non è immediatamente catastrofico. Tuttavia esso comporta una variazione della sezione della trave che implica un cambio dei parametri inerziali della struttura. Di conseguenza può verificarsi anche un cambio del valore del carico critico sebbene non siano variare le condizioni di carico.

Il buckling locale si verifica generalmente quando l'elemento di piastra più debole raggiunge la sua tensione critica anche se può succedere che in tutti gli elementi tale fenomeno avvenga simultaneamente. A questo punto si ha che il vincolo rotazionale dato dagli elementi di trave tra loro adiacenti scompare e il sistema si comporta come se vi fossero una serie di lati semplicemente appoggiati.

3.3 Instabilità negli irrigidimenti

Per la determinazione del carico di buckling si parte quindi dall'ipotesi che ogni piastra che forma la trave sia semplicemente appoggiata; questa ipotesi è conservativa ma di contro ricorrere all'assunzione di lati incastrati sarebbe troppo poco conservativo. La tensione può quindi essere ottenuta dalla relazione

$$\sigma_{x,Cr} = \eta \frac{k_w \pi^2 E}{12(1 - \nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (3.15)$$

A differenza del caso di una piastra, per il quale si può porre $k = 4$ se essa è sufficiente lunga, il valore di k_w deve essere ottenuto da grafici sperimentali che legano il coefficiente di instabilità al rapporto tra la lunghezza della flangia e quella della nervatura in funzione del rapporto fra gli spessori. Nel caso di una trave in parete sottile con sezione ad I si ha (Figura 3.8).

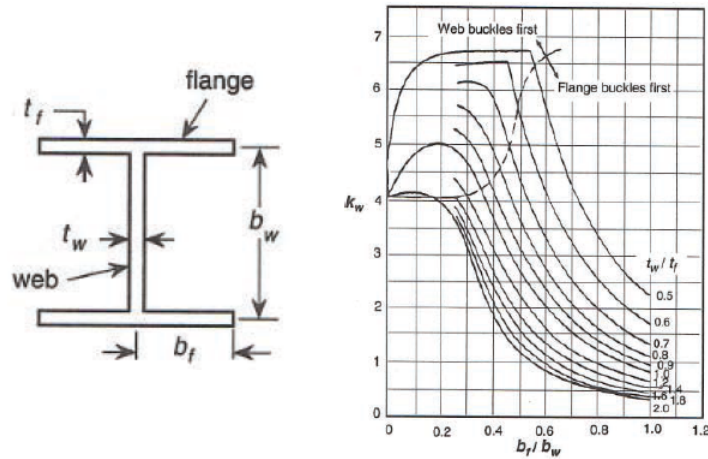


Figura 3.8: Andamento del coefficiente di instabilità per una trave con sezione ad I [15].

Note quindi le caratteristiche geometriche dell'irrigidimento, è possibile determinare il coefficiente di instabilità e quindi il valore della tensione critica [15].

Capitolo 4

Structural Health Monitoring per pannelli soggetti a impatti

Nel corso degli anni l'utilizzo di materiali compositi avanzati nel campo aeronautico è stato sempre più frequente grazie alla loro elevata rigidità e al notevole risparmio in termini di peso. Tuttavia, una delle maggiori preoccupazioni per quanto riguarda il loro uso in componenti strutturali primari è rappresentata dalla loro risposta agli impatti che possono causare rottura di fibre o matrice, rottura dell'interfaccia, delaminazione e indentazione.

In seguito ad un impatto, infatti, il danneggiamento può anche verificarsi solamente negli strati più interni del materiale e ciò rappresenta un problema poiché non sempre risulta visibile chiaramente ad occhio nudo. Questa categoria di danni è denominata nelle applicazioni aerospaziali con il termine *BVID* (*Barely Visible Impact Damage*). Il mancato rilevamento nel caso di danni non visibili può portare ad effetti catastrofici in quanto vi può essere un cambiamento nelle proprietà fisiche e meccaniche della struttura [17].

Per questo motivo la caratterizzazione di un impatto, in particolare la determinazione dell'esatta posizione in cui avviene e della forza di contatto, assume un ruolo importante nelle operazioni di *Structural Health Monitoring* (*SHM*) per i componenti realizzati in materiale composito.

Le diverse tipologie di monitoraggio possono essere raggruppate all'interno di due categorie: monitoraggio attivo e passivo. Le operazioni che appartengo-

no alla prima classe necessitano di un attuatore che solleciti la struttura in esame per poterne poi registrare la risposta. Il monitoraggio passivo prevede invece l'uso di sensori per la misura diretta degli effetti causati dai fenomeni perturbativi, ad esempio gli impatti, che agiscono sulla struttura.

Vi sono però alcuni problemi legati allo sviluppo di un modello di predizione per l'integrità della struttura in seguito ad un impatto. Per prima cosa la risposta di un generico sistema dipende da vari fattori tra cui le sue dimensioni, le condizioni al contorno e i parametri di impatto [18]. Per questo motivo per ottenere un modello globale sarebbe necessario un numero molto elevato di prove sperimentali su differenti tipologie di pannelli, e ciò comporterebbe un impiego smisurato di tempo e di risorse. Per ovviare al problema è necessario ricorrere a modelli ad elementi finiti le cui capacità di calcolo sono notevolmente cresciute negli anni.

La seconda questione riguarda invece la prontezza di risposta che il modello di predizione deve garantire. E' necessario infatti che il sistema lavori il più possibile in tempo reale in modo da rilevare la formazione e la gravità del danno non appena esso si verifica. Così facendo è possibile sia garantire la sicurezza della struttura sia evitare di fermare il suo normale funzionamento per sottoporla al controllo della sua integrità.

Lo scopo di questo lavoro è dunque lo sviluppo di un metodo passivo per la determinazione del valore massimo della forza che si sviluppa durante l'impatto e dell'esatta posizione in cui si verifica. Diversi studi, per esempio quelli condotti da Olsson [18, 21], Beks [22] e Wiggenraad [26], hanno infatti riportato come il picco della forza risulta essere un parametro chiave nella definizione della criticità di un impatto. Tale grandezza può essere utilizzata, almeno in maniera qualitativa, come indicatore della soglia di forza necessaria ad innescare fenomeni di delaminazione.

Inoltre, come già visto nel corso del Capitolo 2, la rottura di uno degli strati che compongono una struttura in materiale composito può non essere un evento catastrofico. Tuttavia l'insorgere di questi fenomeni può causare una netta diminuzione della resistenza del pannello, come dimostrato nello studio di Greenhalgh [23] riguardante la determinazione della deformazione per la quale si verificano fenomeni di buckling in un pannello irrigidito contenente

4.1 Risposta strutturale agli impatti

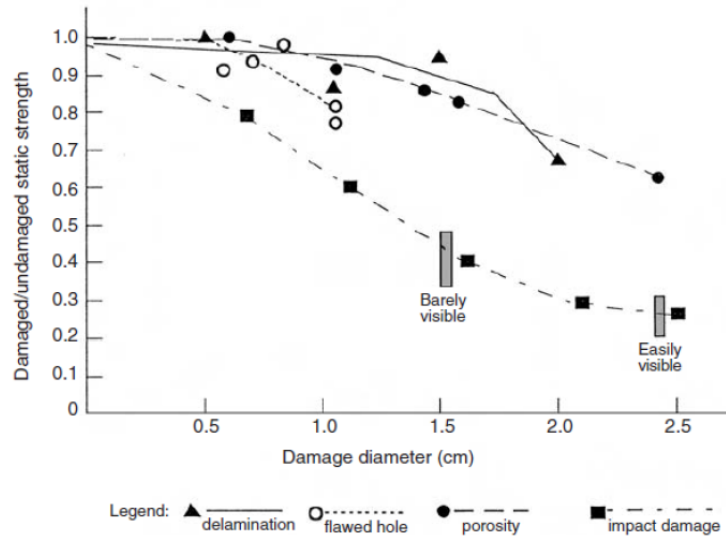


Figura 4.1: Resistenza residua per un pannello soggetto a diversi tipi di danneggiamento [20].

difetti causati da impatti.

In Figura 4.1 si riporta invece la resistenza residua di un composito danneggiato rapportata alla sua resistenza teorica. Si può notare che la tipologia di danno che compromette maggiormente il materiale è quella causata dagli impatti; nel caso di BVID questa riduzione percentuale può arrivare anche fino al 50% del valore nominale della resistenza.

Lo SHM gioca quindi un ruolo fondamentale in quanto consente di seguire l'evoluzione del danno durante la vita operativa della struttura e di sostituire il componente se necessario.

4.1 Risposta strutturale agli impatti

Nel corso della loro vita le strutture realizzate in materiale composito possono essere soggette a diversi tipi di impatti, che si verificano sia durante i periodi di realizzazione e manutenzione, sia in quelli di utilizzo. I principali tipi di impatto riscontrabili in campo aeronautico sono causati da uccelli, dalla caduta di attrezzi o dai detriti.

La problematica principale legata agli impatti riguarda il fatto che generalmente avvengono nella direzione trasversale al piano della struttura che risulta essere quella meno resistente a causa del ridotto spessore dei laminati. Questo fa sì che si sviluppi uno stato tensionale che può portare a fenomeni di delaminazione a causa della rottura dell'interfaccia fra i vari strati.

Per prima cosa si procede quindi ad una classificazione degli impatti, per poi proseguire con la risposta della struttura e con la stima analitica della forza di delaminazione.

4.1.1 Classificazione degli impatti

Una prima classificazione degli impatti può essere fatta sulla base della velocità. Si distinguono quindi impatti a:

- Bassa velocità (*Low Velocity Impact - LVI*);
- Velocità intermedia (*Intermediate Velocity Impact*);
- Alta velocità (*High Velocity Impact - HVI*);
- Iper-velocità (*Hyper Velocity Impact*).

Del primo gruppo fanno parte quegli impatti caratterizzati da una velocità inferiore agli 8 m/s. Questi impatti, che hanno in genere un basso valore dell'energia, sono quelli più pericolosi in quanto possono produrre danni che sono difficilmente visibili ad occhio nudo.

La seconda categoria è costituita da impatti che hanno una velocità che può arrivare fino a 70 m/s. Questi impatti possono essere provocati da urti con uccelli o con detriti presenti in fase di decollo o atterraggio.

Gli impatti ad alta velocità riguardano invece principalmente l'ambito balistico (campo militare) mentre quelli ad iper-velocità, con un valore di 30 - 70 km/s, si verificano esclusivamente in campo aerospaziale [24].

Olsson [19] propone invece una classificazione differente basata sul rapporto tra la massa del corpo impattante e quella del pannello su cui avviene l'impatto (Tabella 4.1).

4.1 Risposta strutturale agli impatti

	m_p/m_i
Small mass	< 0.23
Intermediate mass	$0.2 < m_p/m_i < 2$
Large mass	> 4

Tabella 4.1: Classificazione degli impatti secondo Olsson [19].

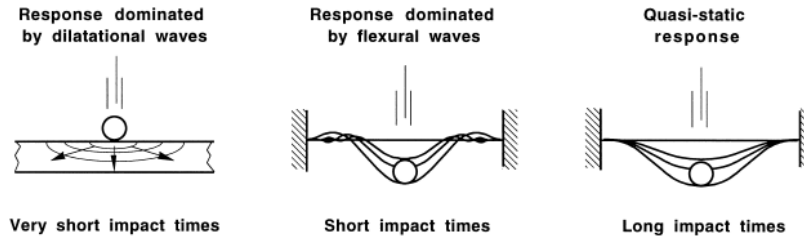


Figura 4.2: Tipi di risposta di un pannello soggetto a diversi tipi di impatto [19].

Secondo tale classificazione gli impatti con una massa piccola (*small mass*) sono caratterizzati da un tempo di contatto breve, durante il quale si formano onde di pressione che si propagano nella direzione dello spessore. Questo comportamento è analogo a quello che si ottiene per impatti a iper-velocità e ad alta velocità.

Nel secondo gruppo invece, massa intermedia, il tempo di contatto è maggiore; in questo caso le onde di flessione e di taglio non fanno in tempo a raggiungere i bordi del pannello e la risposta è quindi dominata da questo tipo di perturbazioni.

Se il tempo di contatto è più lungo di quello necessario alle onde di flessione per arrivare ai vincoli della piastra si parla di risposta quasi statica. Questo è un comportamento caratteristico nel caso di massa del corpo impattante grande.

In Figura 4.2 è visibile un esempio dei tre tipi di risposta descritti brevemente in precedenza.

Gli impatti con massa piccola presentano una deflessione più localizzata e di conseguenza la forza di contatto che si sviluppa in questo caso è più elevata. Questo comporta che il danneggiamento inizi prima rispetto al caso di impatto con un corpo con massa elevata provvisto della stessa energia cinetica.

4.1.2 Stima della forza di delaminazione per Large Mass Impact

Uno degli aspetti più importanti nella modellazione di un problema in fase di progettazione sta nella determinazione della resistenza di una struttura e quindi, nel caso in impatti, della forza per il quale si verifica l'insorgere di danni all'interno del materiale.

Tra i casi citati in precedenza quello di interesse per lo studio oggetto di questo elaborato è quello di un pannello in materiale composito soggetto ad un impatto con un corpo la cui massa è rilevante (Large Mass Impact). Per questa tipologia di impatti il tempo di contatto è sufficientemente lungo da permettere alle onde di flessione di raggiungere i vincoli della struttura. Si può osservare che il picco della forza, la deflessione del pannello e le deformazioni sono praticamente in fase tra di loro e di conseguenza la risposta può essere considerata quasi statica.

Al contrario di quanto accade con impatti con masse di dimensioni ridotte, il fenomeno rappresentato dall'insorgere del danneggiamento può essere quindi modellato utilizzando un carico statico, come descritto in Olsson [21].

Secondo tale studio, l'inizio del processo di delaminazione avviene nella zona sottostante a quella dell'impatto quando si raggiunge nel laminato una forza stimabile attraverso la relazione

$$F_{Del} = \pi \sqrt{\frac{32D^*G_{IIc}}{n+2}} \quad (4.1)$$

Dove i vari termini rappresentano:

- D^* : rigidezza effettiva del pannello ortotropo nella zona dell'impatto;
- G_{IIc} : tenacità dell'interfaccia fra le lamine considerata a taglio (Mode II);
- n : numero di fenomeni di delaminazione presenti nel pannello.

Dal momento che il pannello considerato nello studio è completamente integro, il numero di delaminazioni presenti al suo interno (n) è da considerarsi uguale a zero.

4.1 Risposta strutturale agli impatti

Osservando la relazione precedente (Equazione 4.1), si può notare che la forza di delaminazione dipende esclusivamente dalle proprietà del laminato e dall'orientamento delle lamine che lo compongono. Non vi è invece nessun tipo di dipendenza dalla geometria del pannello e dalle dimensioni del danno.

Per la stima della rigidità effettiva del pannello si possono utilizzare le seguenti relazioni [21]:

$$D^* = \sqrt{\frac{D_{11}D_{22}(A + 1)}{2}} \quad \text{con} \quad A = \frac{D_{12} + 2D_{66}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} \quad (4.2)$$

Il problema principale nel calcolo di D^* sta nella presenza degli irrigidimenti che provocano una variazione della rigidità a seconda della zona del pannello che si sta considerando. Per ottenere una stima di tale parametro si utilizza l'ipotesi di Seydel e Chang [25] di ripartire il pannello in zone distinte caratterizzate dall'aver un rigidità equivalente come mostrato in Figura 4.3.

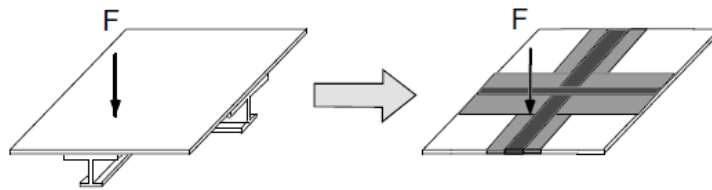


Figura 4.3: Esempio di pannello con proprietà equivalenti [25].

A sua volta l'irrigidimento può essere ulteriormente suddiviso in zone con proprietà costanti come illustrato in Figura 4.4 [25].

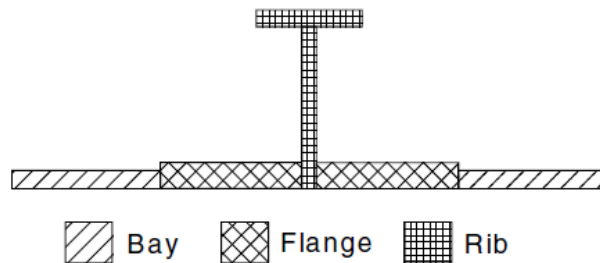


Figura 4.4: Suddivisione dell'irrigidimento in zone con proprietà costanti [25].

In questo modo le parti del pannello in cui sono posizionati gli irrigidimenti presenteranno una rigidezza, e di conseguenza una forza per la quale inizia la delaminazione, maggiore del resto del laminato.

Poiché il momento che agisce su una struttura si ripartisce sui vari componenti che la costituiscono in maniera proporzionale alla loro rigidezza flessionale, la rigidezza equivalente sarà data dalla somma delle rigidezze delle singole parti. Per prima cosa è necessario calcolare, note le costanti ingegneristiche del materiale riportate in Tabella 5.2, la rigidezza flessionale per le tutte le parti che compongono gli stiffeners attraverso le relazioni ricavate nel corso del capitolo 2.1 (Equazioni 2.11, 2.16 e 2.24).

Per la flangia si ottiene:

$$\left[D_{Flange} \right] = \begin{bmatrix} 542.8 & 131.3 & 6.752 \\ 131.3 & 328.8 & 6.752 \\ 6.752 & 6.752 & 146.6 \end{bmatrix} \quad [GPa \text{ mm}^3] \quad (4.3)$$

Per ognuna delle due parti che rappresentano le rib si ha invece:

$$\left[D_{Rib} \right] = \begin{bmatrix} 157.4 & 31.0 & 2.383 \\ 31.0 & 62.28 & 2.383 \\ 2.383 & 2.383 & 34.77 \end{bmatrix} \quad [GPa \text{ mm}^3] \quad (4.4)$$

Si riporta infine, come esempio, il calcolo di uno dei termini della matrice D per la porzione di pannello in cui vi sono gli irrigidimenti.

$$D_{66_{Eq}} = D_{66}^{Fl} + 2D_{66}^{Rib} \quad (4.5)$$

Tutti i rimanenti termini della matrice necessari per il calcolo della rigidezza effettiva sono riportati in Tabella 4.2.

	Valore [GPa mm ³]
D_{11}	762.48
D_{22}	548.48
D_{12}	193.3
D_{66}	641.40

Tabella 4.2: Valori della matrice di rigidezza per il pannello irrigidito.

4.1 Risposta strutturale agli impatti

I valori dei parametri di A e D^* per il pannello sono riportati in Tabella 4.3.

	Laminato	Pannello Irrigidito
A [-]	1.28	0.9674
D^* [GPa mm ³]	139.13	641.40

Tabella 4.3: Valori di A e della rigidezza effettiva di un laminato semplice e di un pannello irrigidito.

La forza con il quale si verifica il primo fenomeno di delaminazione è riportata in Tabella 4.4.

	Laminato	Pannello Irrigidito
F_{Del} [N]	3921.65	8420.19

Tabella 4.4: Forza di delaminazione per un laminato semplice e per un pannello irrigidito.

La stima della forza di delaminazione è molto importante in fase di modellazione del problema. Il laminato infatti ha un comportamento elastico fino a che non si raggiunge la soglia di forza oltre la quale iniziano fenomeni di rottura all'interno del materiale.

Di conseguenza, se la massima forza che si sviluppa durante l'impatto è inferiore a quella di rottura, il comportamento del materiale può essere supposto come linearmente elastico. In tale modo è possibile semplificare il problema evitando di modellare il comportamento a rottura del laminato.

In seguito all'impatto quindi il laminato è in grado di assorbire grandi quantità di energia grazie alla deformazione elastica del materiale prima di raggiungere la forza di rottura [26].

La conoscenza del valore della forza massima raggiunta durante l'impatto assume perciò un'importanza notevole, in quanto rappresenta il parametro che governa l'inizio dei fenomeni di danneggiamento all'interno del materiale composito.

4.2 Tecniche di Structural Health Monitoring

L'integrità di un componente è direttamente correlata alle performance e alla sicurezza delle operazioni che questo deve svolgere. Per tale motivo sono state sviluppate negli anni una serie di tecniche di monitoraggio che hanno lo scopo di rilevare la presenza di danni che possono compromettere l'uso del sistema in cui tali componenti sono inseriti.

Vi è inoltre anche un aspetto economico legato allo sviluppo delle operazioni di rilevamento dei danni: le riparazioni strutturali hanno infatti determinato un aumento del costo dei trasporti negli ultimi anni. I fattori che contribuiscono a questa tipologia di spese sono:

- Costi dovuti al design e ai materiali necessari per le riparazioni;
- Costi indiretti dovuti al fatto che durante la manutenzione è necessario interrompere le operazioni del sistema in questione.

Nell'ottica di ridurre al minimo le riparazioni e i costi correlati dunque, le tecniche di monitoraggio servono a riscontrare i danni appena essi si formano oppure a determinare la resistenza residua della struttura [27].

Vi è inoltre un'altra ragione per la quale il monitoraggio assume un ruolo importante. A causa della scarsa conoscenza del comportamento dei materiali compositi, soprattutto per quanto riguarda i fenomeni di rottura, molte volte le strutture risultano essere sovradimensionate. Un sistema di monitoraggio efficace può quindi essere utile per evitare questi sovradimensionamenti e contribuire alla riduzione del peso complessivo.

Le tecniche per il monitoraggio dell'integrità strutturale si possono dividere in due categorie:

- Monitoraggio diretto;
- Monitoraggio indiretto.

Mediante il primo approccio si cerca direttamente la presenza di danni all'interno della struttura, utilizzando diverse tecniche di ispezione che possono spaziare dall'osservazione ad occhio nudo fino al passaggio dell'intero componente attraverso appositi dispositivi di controllo.

Nel caso di monitoraggio indiretto invece, il comportamento di una struttura non danneggiata viene comparato con la sua risposta quando questa è soggetta ad uno stimolo esterno.

E' importante sottolineare che entrambe le metodologie proposte richiedono una sensibilità di processo che è determinata sia dall'equipaggiamento utilizzato sia dall'abilità dell'operatore qualora esso sia presente [27].

Le operazioni di monitoraggio indiretto possono ulteriormente essere suddivise in processi attivi e passivi. Nel primo caso sono necessari particolari attuatori in grado di sollecitare la struttura per registrare successivamente la sua risposta. A tale scopo sono stati sviluppati una serie di test non distruttivi (*Non-Destructive Testing/Evaluation - NDT/E*) che comprendono, ad esempio, l'utilizzo di raggi X, ultrasuoni, analisi modale e analisi shearografica e olografica. Nelle tecniche passive vengono invece utilizzate le perturbazioni che agiscono sulla struttura come elementi di eccitazione. Le soluzioni maggiormente in uso sono quelle che utilizzano trasduttori acustici o sensori per la misura della deformazione al fine di registrare la risposta del sistema [17].

Nel seguito della trattazione si illustreranno i principali metodi di monitoraggio passivi dal momento che lo scopo di questo lavoro è la realizzazione di un algoritmo per la caratterizzazione degli impatti basato sulle misure, effettuate tramite sensori, degli spostamenti a cui è soggetta la struttura.

4.2.1 Tecniche passive per il monitoraggio delle strutture

Le operazioni di monitoraggio passivo di un sistema servono a valutare l'eventuale presenza di un danneggiamento all'interno del materiale andando ad osservare la risposta della struttura quando essa viene sollecitata da un input esterno. Nel caso in esame tale perturbazione è costituita dall'impatto di un corpo esterno sulla superficie di un pannello irrigidito.

Come riportato nel lavoro di Inuoe [28], i parametri necessari alla caratterizzazione di un impatto, oltre ovviamente alla massa e alla velocità del corpo impattante, sono:

- L'andamento temporale della forza di contatto;

- La direzione dell'impatto;
- Le coordinate del luogo in cui si verifica l'impatto.

La conoscenza di tali parametri è molto importante per la valutazione dell'integrità strutturale e permette di limitare eventuali ispezioni più approfondite, ad esempio attraverso tecniche attive, alla posizione in cui è avvenuto l'urto. In questo modo le operazioni di riparazione o sostituzione, se necessarie, saranno circoscritte alla zona dove si è verificato il danneggiamento.

Per la stima delle caratteristiche dell'impatto si utilizzano una serie di sensori in grado di misurare la risposta, sotto forma di spostamento, velocità, accelerazione o deformazione, di determinati punti del corpo. L'efficienza di tale approccio è inoltre aumentata notevolmente nel corso degli anni grazie allo sviluppo e alla miniaturizzazione dei sensori, degli equipaggiamenti di registrazione digitale dei dati e dei sistemi di elaborazione [28].

La ricostruzione della forza di impatto è quindi ottenuta seguendo un approccio indiretto in cui le cause che generano la perturbazione sono ricavate dalla misura degli effetti che essa produce. Per tale motivo questo problema è spesso denominato problema inverso.

Numerose tecniche di soluzione basate su modelli matematici sono state sviluppate negli anni. La difficoltà maggiore sta nel fatto che questi problemi sono generalmente molto complessi e, matematicamente parlando, sono mal posti nel senso che non è sempre garantito che la soluzione esista, sia unica e sia stabile.

Un'ulteriore complicazione è data poi dal fatto che in molti casi è necessario ricorrere alle ipotesi di linearità del problema. Questa assunzione comporta però delle limitazioni nell'applicazione di tali modelli ai problemi di ricostruzione della forza. Trascurare gli effetti delle non-linearità può comportare degli errori nella stima della forza sia a causa del carattere impulsivo di tale grandezza sia per le non-linearità legate alla geometria.

Il metodo più semplice per la soluzione dei problemi di ricostruzione della forza di impatto risulta essere la deconvoluzione. Questa tecnica si basa sul fatto che la risposta di un generico sistema ad un impatto può essere spesso considerata linearmente dipendente dalla forza di contatto fra due corpi. Tale

ipotesi risulta però essere vera solo nel caso in cui la deformazione che si genera è sufficientemente piccola da poter trascurare le non-linearità di tipo geometrico.

Sotto queste ipotesi la risposta del sistema può essere collegata alla forza di impatto attraverso l'integrale di convoluzione:

$$e(t) = \int_0^t h(t - \tau)f(\tau)d\tau \quad (4.6)$$

dove $h(t)$ corrisponde alla risposta all'impulso (Impulse Response Function). Conoscendo la risposta del sistema attraverso test sperimentali sulla struttura o un modello matematico accurato, e attraverso le misure di $e(t)$ date dai sensori, è possibile risalire alla forza di impatto risolvendo l'integrale precedente [28]. La soluzione dell'integrale di deconvoluzione può essere fatta sia nel dominio del tempo che in quello della frequenza. Nel primo caso si discretizza l'equazione integrale in equazioni algebriche nella forma

$$\{e\} = [h]\{f\} \quad (4.7)$$

dove i vettori e ed f sono composti dai valori di $e(t)$ e $f(t)$.

Il problema principale sta nel fatto che a causa del rumore a cui sono soggetti i sensori, i metodi di soluzione convenzionali, come ad esempio quello di eliminazione di Gauss, possono fornire stime della forza instabili. Questo è dovuto al fatto che la matrice $[h]$ è mal condizionata e di conseguenza piccole variazioni degli input possono comportare grandi cambiamenti degli output. Per la risoluzione del problema è quindi necessario aggiungere dei vincoli. Alcune metodologie per la determinazione della forza con il metodo della deconvoluzione nel dominio del tempo sono riportate in Inoue [28].

L'integrale di convoluzione può poi essere risolto nel dominio delle frequenze. Il vantaggio del cambio di dominio sta nel fatto che il prodotto di convoluzione (nel dominio del tempo) viene trasformato in una moltiplicazione sfruttando la trasformata di Fourier.

$$E(\omega) = H(\omega)F(\omega) \quad (4.8)$$

Come nel caso della deconvoluzione nel dominio del tempo, la determinazione accurata dell'andamento della forza è legata alla conoscenza della funzione di trasferimento $H(\omega)$ che rappresenta la trasformata di Fourier della risposta del sistema all'impulso.

Uno dei principali problemi legati all'utilizzo della deconvoluzione nel dominio delle frequenze sta nell'errore di troncamento dovuto ad una finestra di campionamento di una lunghezza finita (*leakage*). Il troncamento infatti introduce una discontinuità alla fine delle operazioni di misura mentre la trasformata di Fourier è definita attraverso un numero infinito di integrali. Per risolvere il problema è possibile utilizzare una finestra di campionamento di forma esponenziale in modo da introdurre uno smorzamento lineare che riduca la gravità della discontinuità [28].

Un'ulteriore causa di incertezza è data dal rumore. Consideriamo un segnale composto dalla somma della grandezza da misurare e dal rumore. Invertendo la relazione precedente l'espressione della forza di impatto nel dominio della frequenze risulterebbe essere:

$$F(\omega) = \frac{E(\omega)}{H(\omega)} + \frac{N(\omega)}{H(\omega)} \quad (4.9)$$

Per frequenze basse, dove $E(\omega)$ può assumere un valore molto ridotto, si ha che il contributo dato dal rumore può essere significativo specialmente se il valore di $H(\omega)$ è molto piccolo.

Una soluzione al problema è contenuta all'interno di Inoue [28] che propone di utilizzare un filtro di Wiener per cercare di limitare le imprecisioni nella ricostruzione causate dalla presenza del rumore.

Nel corso dello studio condotto da Thiene [41] è stata poi studiata l'influenza della funzione di trasferimento H sulla ricostruzione della forza di impatto. L'autore ha sottolineato come gli effetti delle non-linearità presenti all'interno del problema non possono essere trascurati se si vuole caratterizzare in maniera accurata gli impatti.

Dalla ricostruzione della forza realizzata per differenti velocità di impatto si può osservare che la funzione di trasferimento non è costante al variare di tale parametro. Infatti, al crescere della velocità, aumentano le non-linearità

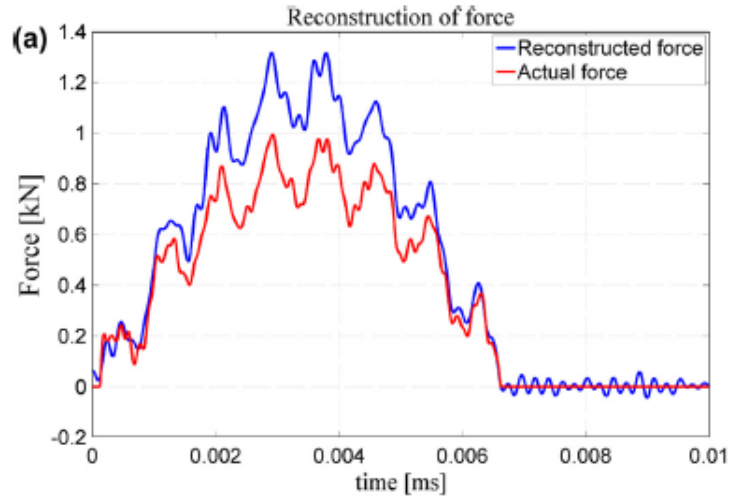


Figura 4.5: Esempio di ricostruzione della forza con una funzione di trasferimento non appropriata [41].

nella risposta della struttura in quanto viene a mancare l'ipotesi di piccoli spostamenti.

E' emerso che, se non si considera la funzione di trasferimento appropriata, risulta esserci una sostanziale differenza fra le stime dei valori del picco della forza rispetto a quelli teorici, sebbene venga in ogni caso mantenuto l'andamento temporale per le differenti velocità considerate. Un esempio di tale osservazione è presente in Figura 4.5.

La funzione di trasferimento definita nella maniera classica come rapporto fra input e output non è quindi adatta per una generalizzazione del problema. Per trovare una relazione appropriata sono state ricavate le funzioni di trasferimento per diversi valori della velocità di impatto, per poi combinarle fra di loro al fine di trovare una relazione utile per un ampio range di condizioni di impatto.

Negli ultimi anni sono stati invece sviluppati modelli di predizione basati sulle reti neurali artificiali (*Artificial Neural Network - ANN*) che si stanno mostrando promettenti soprattutto nel caso di problemi non-lineari. Le reti neurali sono sistemi realizzati in modo da riprodurre la struttura del sistema nervoso biologico. Il motivo dello sviluppo di queste tecniche è da ricercarsi nel fatto che la mente umana possiede la capacità di assorbire e memorizzare determi-

nate informazioni, trovando anche relazioni e collegamenti fra di loro, per poi utilizzarle nella soluzione di problemi simili.

Le reti neurali artificiali, come quelle biologiche, sono formate da una serie di neuroni e di collegamenti che servono a permettere ai neuroni di comunicare fra di loro e con il mondo esterno.

L'obiettivo finale è quindi quello di processare i dati, ottenuti attraverso i sensori, in maniera tale da realizzare dei modelli di predizione basati sul comportamento reale del sistema per ricavare una stima degli output desiderati. Tale operazione utilizza quindi una funzione di trasferimento determinata attraverso un processo di apprendimento basato su dati empirici.

I principali svantaggi legati a questo metodo stanno nel fatto che sono necessari numerosi dati per l'allenamento della rete; inoltre, essendo questo un processo basato su modelli di interpolazione fra le grandezze di input e quelle di output, se questi dati non riproducono fedelmente il problema che si vuole studiare si otterranno di conseguenza risultati errati [29].

Un'ulteriore metodo utilizza gli algoritmi genetici (*Genetic Algorithms - GA*). Si tratta di tecniche che si ispirano ai processi di selezione naturale secondo i quali gli individui che sono in grado di adattarsi in maniera migliore al problema sono quelli che avranno la migliore probabilità di sopravvivere e di tramandare le loro caratteristiche ai discendenti. Lo scopo di questi algoritmi è quello di utilizzare rappresentazioni semplici per la codifica di strutture complesse e poi migliorare questi sistemi attraverso operazioni di riproduzione, incrocio e mutazione.

Gli algoritmi genetici sono codici che utilizzano un metodo di apprendimento deduttivo per la ricerca di una soluzione che approssima in maniera migliore il problema che si sta considerando. Per fare questo è necessario definire una funzione obiettivo che serve a caratterizzare le performance di un determinato soggetto all'interno dell'insieme delle soluzioni considerate.

Ad ogni step di questo processo iterativo sono quindi selezionati gli individui che meglio approssimano il problema per incrociarli tra loro ed ottenere una nuova famiglia di soluzioni, in maniera tale da creare una nuova famiglia le cui performance risultano migliori rispetto a quelle delle generazioni precedenti [30].

Capitolo 5

Modellazione FE del problema

La prima parte del lavoro consiste nello sviluppo di un modello ad elementi finiti del pannello irrigidito su cui eseguire le simulazioni degli impatti. I dati ricavati da tali simulazioni saranno necessari nella seconda parte dello studio per l'allenamento della rete neurale.

Nel complesso sono state realizzate 1521 simulazioni, ottenute dalla combinazione di tre differenti valori della massa del corpo impattante con tre diverse velocità, distribuite su una griglia di 169 posizioni della superficie del pannello. Per la modellazione del problema e per la successiva analisi numerica è stato utilizzato lo stesso software che nello specifico risulta essere ABAQUS/CAE.

5.1 Sviluppo del modello

5.1.1 Geometria

Il pannello irrigidito considerato riproduce quello utilizzato da Faggian e Falzon [31] nello studio riguardante i fenomeni di delaminazione all'interno di un materiale composito soggetto ad impatti a bassa velocità.

In particolare si tratta di un pannello le cui dimensioni risultano essere di 375 mm per 450 mm con uno spessore di 3 mm a cui sono stati applicati tre irrigidimenti di forma a "I" equidistanti fra di loro.

Lo studio è stato condotto nel corso del programma *EDAVCOS (Efficient Design And Verification of Composite Structures)* il cui scopo è quello di realizzare

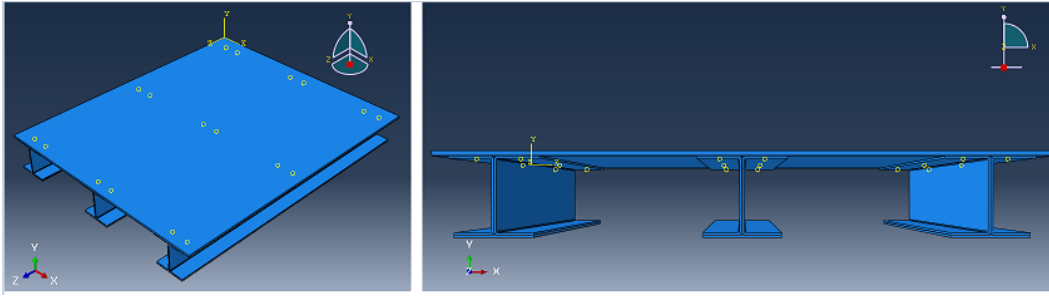


Figura 5.1: Visione complessiva del pannello irrigidito - Visione panoramica a sinistra e visione frontale a destra.

modelli predittivi per strutture irrigidite contenenti al loro interno diverse tipologie di difetti [32]. Le dimensioni effettive del pannello fabbricato e testato erano pari a 375 mm per 480 mm; tuttavia, nel modello ad elementi finiti sviluppato nel corso dello studio, le dimensioni sono state leggermente modificate in quanto 15 mm di entrambi gli estremi del modello originale erano stati utilizzati per incastrare il pannello.

Per quanto riguarda gli irrigidimenti, essi sono stati modellati mediante tre differenti laminati e poi uniti attraverso un *Assembly*. Nello specifico, ogni irrigidimento è stato realizzato con due parti speculari a forma di C mentre il terzo laminato è stato posto sulla parte inferiore dello stiffener come illustrato in Figura 5.2.

I vari laminati che compongono gli irrigidimenti sono stati collegati fra loro mediante uno strato di adesivo. Lo stesso tipo di adesivo è poi stato usato per connettere gli stiffeners al pannello. Un'immagine della struttura assemblata è disponibile in Figura 5.1.

Tutte le parti che compongono la struttura, sia quelle realizzate in materiale composito che quelle che rappresentano l'adesivo, sono state modellate attraverso l'utilizzo di solidi 3D di tipo deformabile. Le misure di dettaglio degli irrigidimenti sono presenti in Figura 5.2.

Il collegamento fra i laminati e l'adesivo è stato simulato attraverso *constraints* di tipo "Tie". Questo significa che le superfici che sono inizialmente in contatto tra loro sono idealmente unite mediante legami che non si possono rompere. La separazione delle diverse parti data dallo scollamento, è quindi simulata impostando un modello di danneggiamento dell'adesivo.

5.1 Sviluppo del modello

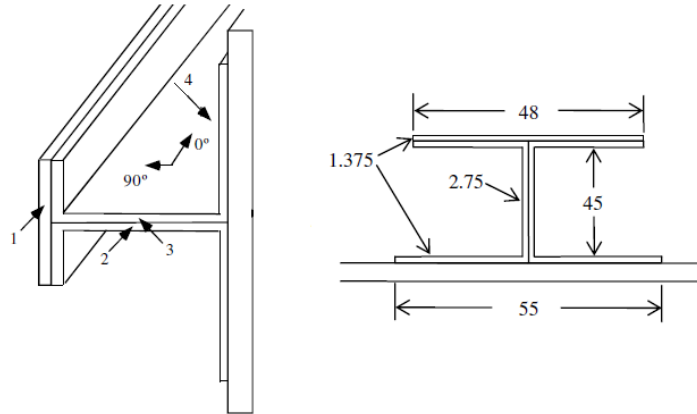


Figura 5.2: Orientazione del materiale (sinistra) e dimensioni dell'irrigidimento (destra) [31].

Il corpo impattante è stato modellato invece come una superficie rigida di diametro pari a 12.7 mm collegata a un corpo cilindrico avente lo stesso diametro e altezza di 10 mm. Dal momento che per un corpo rigido non è necessario impostare le proprietà fisiche e meccaniche, la massa del proiettile è stata specificata attraverso una proprietà inerziale applicata ad un *Reference Point* posto in prossimità della parte superiore del cilindro. Sono state utilizzate tre differenti masse, i cui valori sono riportati in Tabella 5.1, al fine di valutare la risposta del pannello sotto diverse condizioni di impatto.

	Massa [kg]
M_1	2.0
M_2	1.5
M_3	1.0

Tabella 5.1: Valori della massa del corpo impattante.

Il Reference Point è connesso all'impattatore attraverso un vincolo di tipo *Rigid Body*, in modo che sia le condizioni al contorno a cui è soggetto lo stesso Reference Point sia il moto, saranno poi trasferiti al corpo rigido a cui è collegato.

L'ultimo passo nella definizione del problema è il posizionamento dei sensori necessari per la misura dello spostamento del pannello in seguito all'impatto.

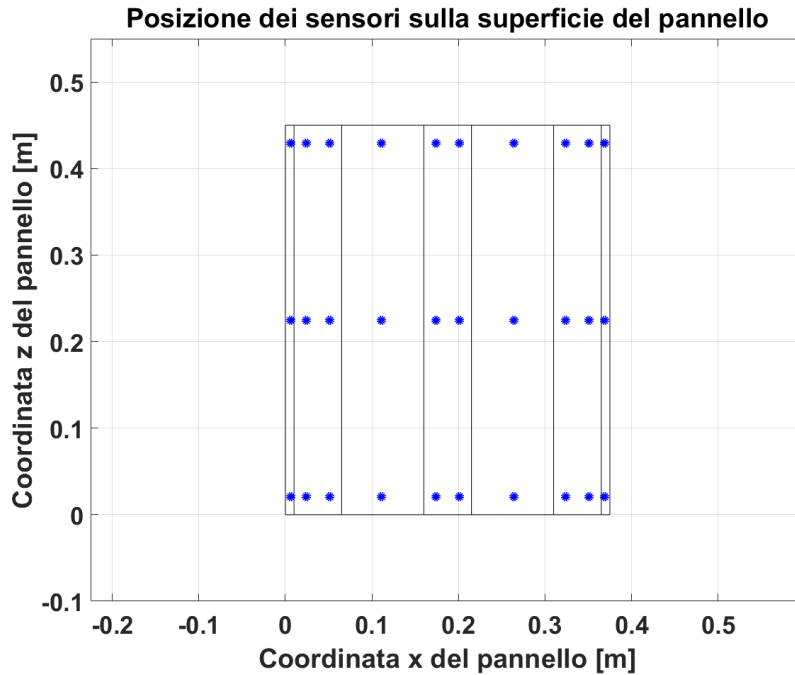


Figura 5.3: Posizione dei nodi che rappresentano i sensori posti sulla superficie del pannello.

Come riportato da Sharif-Khodaei [35], si suppone che, dal momento che le dimensioni dei normali sensori per la misura delle deformazioni sono molto piccole, la variazione della deformazione sulla superficie del sensore sia trascurabile. I sensori misurano quindi una deformazione media. Inoltre, una loro modellazione attraverso elementi solidi avrebbe comportato una diminuzione dello *stable time increment* con un conseguente aumento del tempo della simulazione.

Per questi elementi non è stata effettuata una modellazione di dettaglio ma si è ricavato lo spostamento dei nodi posti in corrispondenza delle loro posizioni. All'interno di un set sono quindi stati raccolti un totale di 30 nodi le cui coordinate sono riportate in Figura 5.3.

Nel corso dello studio gli impatti sono stati simulati in 169 diverse posizioni uniformemente distribuite sulla superficie del pannello. Il numero elevato di impatti è dettato dal fatto che, per l'allenamento della rete neurale, è necessario valutare la risposta della struttura quando questa è sollecitata in diverse

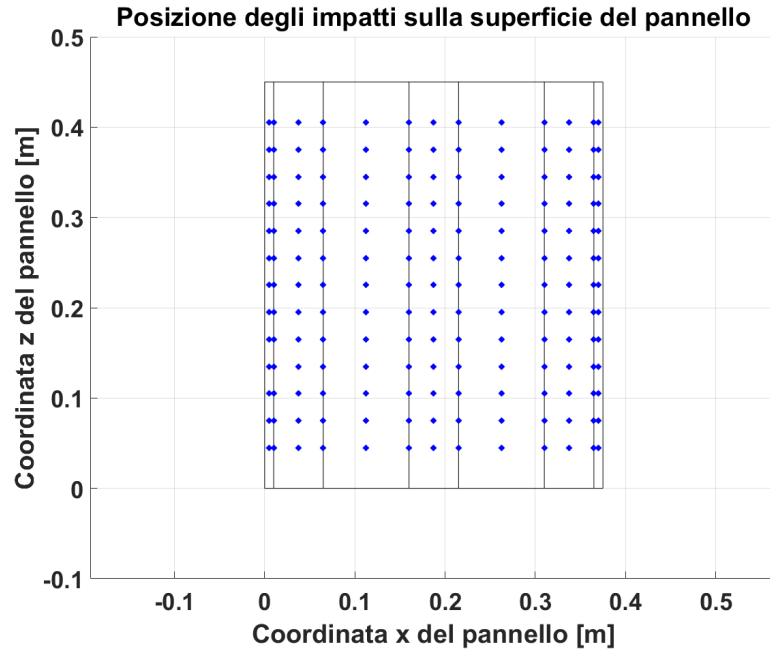


Figura 5.4: Posizione degli impatti sul pannello.

posizione. Le posizioni considerate come punti di contatto sono riportate in Figura 5.4.

5.1.2 Caratterizzazione dei materiali

I materiali utilizzati per la modellazione ad elementi finiti del problema sono due. Il primo, HTA/6376C prodotto da Fibredux, è stato usato per la realizzazione dei laminati che costituiscono il pannello e i tre irrigidimenti; il secondo invece, FM 300-2M fornito dalla Cytec, è l'adesivo necessario ad incollare le varie parti che costituiscono la struttura [31].

- **HTA/6376C**

Si tratta di un pre-impregnato realizzato mediante fibre di carbonio legate attraverso una resina epossidica. La parte fibrosa, denominato con il codice del produttore HTA, è fabbricata dalla Tenax[®].

Nello specifico, questi rinforzi fanno parte della categoria delle fibre ad elevata resistenza a rottura (*High Tensite strength*) e a modulo elastico

intermedio. I valori di queste grandezze, riportate nelle schede tecniche del produttore [36], risultano rispettivamente essere pari a 410 MPa e 240 GPa. La densità del materiale risulta essere invece pari a 1770 kg/m^3 .

Per quanto riguarda la resina epossidica che funge da matrice, questa viene prodotta da HEXCEL ed è denominata HexPly[®]6376. Tale materiale corrisponde ad una resina dura ad elevata performance, particolarmente adatta all'utilizzo nel campo aerospaziale.

Le sue caratteristiche principali sono: modulo elastico pari a 3.60 GPa, resistenza a trazione di 105 MPa e densità di 1310 kg/m^3 [37]. Lo spessore di ognuna di queste lamine è pari a 0.125 mm.

- **FM[®] 300-2M**

Si tratta di un adesivo prodotto dalla Cytec Engineered Materials, particolarmente adatto all'incollaggio di parti di strutture che lavorano al di sotto della temperatura di transizione vetrosa in presenza di ambienti umidi, grazie all'ottima resistenza alla corrosione.

Il vantaggio di questo materiale, rispetto alla gamma FM[®]300, sta nel fatto che il processo di cura avviene ad una temperatura inferiore [38].

Sebbene il pannello sia realizzato interamente con lo stesso materiale composito, è presente una sostanziale differenza nella *stacking sequence* tra la parte superiore, skin, e i tre irrigidimenti. La skin infatti presenta un lay-up quasi isotropo con le lamine disposte con la seguente orientazione $[+45^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ]_{3s}$; le tre parti che formano gli irrigidimenti presentano invece la seguente stacking sequence: $[+45^\circ/-45^\circ/0^\circ_3/90^\circ/0^\circ_3/-45^\circ/+45^\circ]$.

I valori angolari precedentemente riportati esprimono la direzione delle fibre della lamina (direzione 1 in Figura 2.2) rispetto ad un sistema di riferimento prestabilito. Per comodità si suppone che le lamine a 0° abbiano la direzione 1 allineata con l'asse z del sistema di riferimento globale. Per ogni parte del modello è stato quindi necessario definire un sistema di coordinate indipendente, in maniera da impostare la corretta orientazione delle varie lamine che compongono il laminato.

5.1 Sviluppo del modello

La definizione del materiale del modello nel programma fem è stata fatta attraverso la creazione di una proprietà all'interno del quale sono state specificate le caratteristiche meccaniche del composito. Le parti della struttura realizzate in materiale composito sono state modellate attraverso un solido, all'interno del quale non sono però distinguibili le varie lamine che compongono il composito. Per completare la definizione del materiale è stato quindi necessario realizzare una proprietà di tipo *Section* nel quale è stata specificata la stacking sequence e lo spessore di ogni lamina.

In Tabella 5.2 sono riportate le proprietà meccaniche della singola lamina nel sistema di riferimento del materiale composito [31].

	Valore
E_{11} [GPa]	145
E_{22} [GPa]	10.3
E_{33} [GPa]	12.1
G_{12} [MPa]	5300
G_{13} [MPa]	5275
G_{23} [MPa]	3950
ν_{12}	0.301
ν_{13}	0.5
ν_{23}	0.495
ρ [kg/m ³]	1590

Tabella 5.2: Proprietà meccaniche di Fibredux HTA/6376C [31].

Come si evince ampiamente dalla letteratura [12, 26], i materiali compositi presentano un comportamento linearmente elastico fino a che non si raggiunge il punto di rottura. Esiste inoltre una correlazione tra il momento in cui avviene tale rottura e la massima forza di contatto fra il pannello e il corpo impattante [18] [21]. I valori della forza di delaminazione per le parti del pannello in cui è presente l'irrigidimento e per quelle dove vi è solo il laminato sono riportati in Tabella 4.4. I valori della massa del corpo impattante (Tabella 5.1) e della sua velocità (Tabella 5.6) sono stati impostati in maniera tale che i picchi della forza di contatto che si sviluppano, si mantengano almeno un 20% più bassi della forza per la quale si verifica l'insorgere del danneggiamento.

Dal momento che la forza di delaminazione non viene mai superata nel corso dello studio condotto, è stato possibile evitare la definizione dei parametri di rottura del materiale composito considerato. Tale scelta progettuale è stata giustificata dal fatto che in questo modo si è ridotto il tempo di ogni simulazione di circa il 70%.

Per l'adesivo invece si è supposto un comportamento isotropo come suggerito da Johnson [39], ricavando quindi il modulo elastico del materiale a partire dal modulo di taglio e dal coefficiente di Poisson secondo la relazione:

$$G_{coh} = 2E_{coh}(1 + \nu_{coh}) \quad (5.1)$$

I valori delle proprietà fisiche e meccaniche di interesse per l'analisi sono riportati in Tabella 5.3 [38].

	Valore
ρ_{coh} [kg/m^3]	1130
E_{coh} [GPa]	2.32
G_{coh} [MPa]	907.5
ν_{coh}	0.28

Tabella 5.3: Proprietà meccaniche di FM 300-2M [38].

Inoltre sono state impostate le proprietà di rottura del materiale in maniera tale da osservare l'eventuale insorgere di fenomeni di scollamento tra le varie parti che compongono la struttura. Tali caratteristiche, determinate per via sperimentale e riportate in Tabella 5.4, sono la tensione ultima di rottura a trazione e a taglio e le energie di frattura del materiale [31] [40].

	Valore
σ_{OI} [MPa]	61.0
$\sigma_{OII/OIII}$ [MPa]	49.1
G_{IC} [N/mm]	0.26
$G_{IIC/IIIC}$ [N/mm]	1.0

Tabella 5.4: Caratteristiche di rottura di FM 300-2M [31, 40].

La modellazione FE dell'adesivo è stato fatta assegnando agli elementi una proprietà di tipo *Cohesive* con la quale è possibile caratterizzare il compor-

5.1 Sviluppo del modello

tamento in termini di una legge basata sulla trazione e sullo spostamento a cui è sottoposto il materiale (*traction-separation law*). Prima che si instauri il danneggiamento si ottiene una risposta elastica che è una funzione lineare della trazione e dello spostamento come illustrato in Figura 5.5.

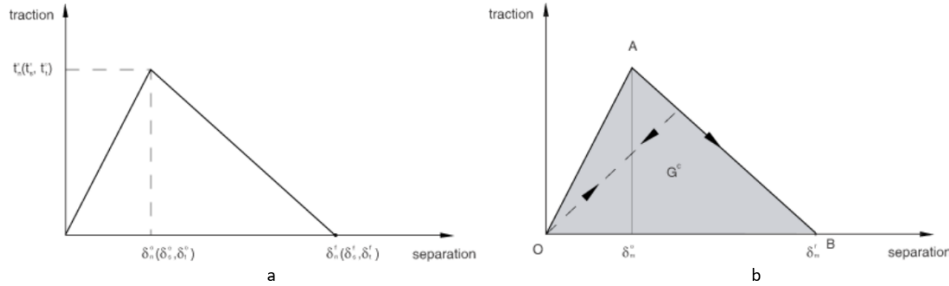


Figura 5.5: (a) Traction-Separation Law e (b) Damage evolution per il materiale cohesive [34].

Per la modellazione del danneggiamento del materiale è stato invece utilizzato un criterio di inizializzazione basato sulla massima tensione (Maximum stress damage); tale criterio va a valutare il valore maggiore del rapporto tra la tensione e il picco dello stress nelle tre direzioni. Si suppone quindi che il danno abbia inizio se si verifica la condizione

$$\max\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0}\right\} = 1 \quad (5.2)$$

dove i t_i^0 rappresentano i valori di picco della tensione nelle tre direzioni. Una volta iniziato il failure negli elementi cohesive, si assiste ad una progressiva diminuzione della rigidità del materiale. La velocità di tale riduzione viene descritta attraverso il *damage evolution* definito in termini di energia dissipata dal materiale prima di giungere a rottura (Figura 5.5) [34].

5.1.3 Condizioni al contorno

Il primo passo nella modellazione delle condizioni al contorno presenti nel problema riguarda l'applicazione dei vincoli a cui sono soggetti il pannello e il corpo impattante.

Nello studio condotto da Faggiani e Falzon [31], i due estremi del pannello sono bloccati da una piastra piana in acciaio considerata rigida; di conseguenza, per

le superfici di estremità che rappresentano i bordi del pannello sono applicati degli incastri in maniera tale da impedire tutte le traslazioni ($U_1 = U_2 = U_3 = 0$) e le rotazioni ($R_1 = R_2 = R_3 = 0$).

Il corpo impattante invece deve essere libero di traslare in direzione perpendicolare alla superficie del pannello (direzione y del sistema di riferimento considerato); per questo motivo sono state bloccate le traslazioni in direzione x e z ($U_1 = U_3 = 0$) e tutte le rotazioni ($R_1 = R_2 = R_3 = 0$) del reference point del corpo rigido.

Le condizioni di vincolo sono state create all'interno di uno step, denominato "*Initial*", presente di default in ogni modello Abaqus. In seguito, tali grandezze sono state propagate anche agli step successivi.

Oltre ai vincoli, all'interno di questo step, sono definite anche le interazioni fra le varie parti che compongono il modello; nello specifico si tratta di *Constraints* di tipo *Tie*. Attraverso questa opzione è possibile unire le superfici di parti del modello indipendenti fra loro, caratterizzate anche da densità di mesh differenti, per tutta la durata della simulazione.

Questo tipo di vincolo serve a fare in modo che il moto, sia traslazionale che rotazionale, sia lo stesso per i nodi di una coppia di superfici al di sotto una certa distanza. Una delle due superfici, generalmente quella con la mesh più fine, viene definita come *master surface* mentre l'altra come *slave surface* [33]. Per completare la trattazione delle interazioni, è stato creato un *General Contact (Explicit)*. In questo modo è possibile definire la tipologia di contatto fra tutte le possibili parti del modello, che sono o saranno adiacenti fra di loro nel corso dell'analisi, semplicemente selezionando l'opzione *All* with self* e, in seguito, le caratteristiche meccaniche dell'interazione. Tali proprietà possono essere riepilogate con: coefficiente di attrito pari a 0.3 per quanto riguarda il comportamento tangenziale e un contatto di tipo "*Hard*" *Contact* per quello normale [34].

Successivamente, come fatto da Faggiani e Falzon [31], sono stati creati altri due step temporali, entrambi di tipo *Dynamic Explicit*, necessari per l'applicazione delle condizioni di carico, espresse in termini di velocità ed accelerazione, presenti nel problema. La durata dei due step è riportata in Tabella 5.5.

Nel primo step, denominato "*Velocity*", è stata definita solamente una *Boun-*

5.1 Sviluppo del modello

	Tempo [s]
Step 1 - "Velocity"	$1e - 06$
Step 2 - "Gravity"	0.006

Tabella 5.5: Durata temporale dei due step.

dary Condition di tipo *Velocity* costante per tutta la durata dell'intervallo di tempo.

Come si può notare, il tempo simulato in tale step è estremamente breve e, di conseguenza, il corpo impattante non entra in contatto con la superficie superiore del pannello. La funzione di tale step è solamente quella di fornire la desiderata velocità iniziale al proiettile.

In maniera analoga a quanto già detto per la scelta dei valori della massa del proiettile, sono state selezionate tre diverse velocità di impatto per valutare differenti risposte del pannello. A tali velocità corrispondono tre diverse altezze di caduta valutate secondo la relazione:

$$h = \frac{v^2}{2g} \quad (5.3)$$

dove g rappresenta l'accelerazione di gravità.

Il riepilogo delle velocità considerate, con le rispettive altezze di caduta, è disponibile in Tabella 5.6.

	v_i [m/s]	h_i [mm]
Condizione 1	1.0	51.0
Condizione 2	0.8	32.6
Condizione 3	0.6	18.3

Tabella 5.6: Velocità e altezza di caduta del corpo impattante.

Per ognuna delle 169 posizioni in cui si verifica l'urto tra pannello e proiettile, sono quindi state realizzate 9 simulazioni con differenti energie di impatto a seconda della combinazione tra massa e velocità considerata. Il numero totale delle simulazioni risulta quindi essere di 1521.

L'energia di impatto è stata ricavata attraverso la relazione:

$$E = \frac{1}{2}mv^2 \quad (5.4)$$

Il riepilogo delle energie considerate nel corso delle simulazioni è disponibile in Tabella 5.7.

	v_1	v_2	v_3
M_1	1.0	0.64	0.36
M_2	0.75	0.48	0.27
M_3	0.50	0.32	0.18

Tabella 5.7: Energia di impatto espressa in J.

Nel secondo step, denominato "Gravity", la condizione al contorno relativa alla velocità è stata sostituita da un carico gravitazionale in cui si è specificato il valore dell'accelerazione gravitazionale pari a $9.81m/s^2$.

In questo modo si è simulato l'impatto su un pannello irrigidito in materiale composito di un corpo dotato di una data massa che cade da un'altezza prestabilita per effetto della forza di gravità.

5.1.4 Discretizzazione del problema

Per la discretizzazione del problema sono state utilizzate tre differenti tipologie di elementi a seconda della parte di struttura considerata. La loro classificazione può essere fatta in base a vari parametri tra cui la loro forma, il numero di nodi, il loro scopo e la loro formulazione. Gli elementi che sono stati usati nel corso di questo lavoro di tesi sono:

- Continuum shell elements (SC8R) per la modellazione dei laminati in materiale composito;
- Cohesive elements (COH3D8) per la discretizzazione dell'adesivo;
- Discrete rigid elements (R3D4 e R3D3) per il corpo impattante.

Tutti gli elementi sono stati scelti dalla libreria Explicit di Abaqus, all'interno della quale era disponibili solamente una formulazione geometrica di tipo lineare e non quadratica.

5.1 Sviluppo del modello

Per i laminati in composito sono stati selezionati elementi a sei facce facenti parte della famiglia dei continuum shell. Si tratta di una categoria adatta al caso in cui la geometria sia stata modellata come un solido, ma con uno spessore significativamente inferiore rispetto alle altre dimensioni. La differenza sostanziale tra *Conventional* e *Continuum shell* sta nel fatto che, mentre le prime hanno sei gradi di libertà (tre traslazionali e tre rotazionali), le seconde hanno solamente i tre gradi di libertà traslazionali [34].

Da uno studio condotto da Thiene [41] riguardante gli impatti su laminati realizzati in materiale composito, è inoltre emerso che l'uso di elementi shell convenzionali portava ad una sovrastima della forza di contatto rispetto alle simulazioni con elementi continui che invece approssimavano meglio i dati raccolti sperimentalmente. Questo può essere spiegato con il fatto che, dato che la massa del corpo impattante è paragonabile alla massa del pannello e che gli elementi convenzionali non consentono una riduzione dello spessore, il modello FE risulta essere più rigido di quello reale e di conseguenza la forza di contatto è maggiore.

All'interno della famiglia degli elementi continui sono stati scelti quelli con 8 nodi ad integrazione ridotta (lettera "R" della sigla). Nei programmi ad elementi finiti gli integrali necessari alla valutazione, ad esempio, della matrice di rigidezza vengono approssimati ad una sommatoria calcolata rispetto a punti prestabiliti chiamati punti di Gauss. Come è intuibile dal nome, l'integrazione ridotta utilizza un numero limitato di punti rispetto a quella completa, in maniera tale da mantenere i costi computazionali limitati.

Per la modellazione dei laminati in materiale composito sono stati utilizzati un totale di 72210 elementi con 148824 nodi suddivisi come in Tabella 5.8.

	Numero di elementi	Numero di nodi
Pannello	18750	38052
Irrigidimento-1	17820	36924
Irrigidimento-2	17820	36924
Irrigidimento-3	17820	36924

Tabella 5.8: Continuum shell elements (SC8R) - Numero di elementi e di nodi.

Per la discretizzazione dell'adesivo sono invece stati usati elementi appartenenti

alla famiglia Cohesive con 8 nodi, adatti al caso in cui la parte in questione sia stata modellata come un solido 3D. Per questo tipo di elementi è importante stabilire, in sede di definizione della proprietà section del materiale, lo spessore degli elementi. Nel caso in questione in cui il materiale è stato caratterizzato secondo una legge del tipo traction-separation, lo spessore iniziale è calcolato sulla base della distanza tra i nodi sulle due facce opposte dell'elemento. Senza questo accorgimento lo spessore iniziale sarebbe stato impostato di default pari a 1.0 m (contro i 0.13 mm reali) [33].

La peculiarità di tali elementi è data dal fatto che, una volta raggiunto il limite di rottura del materiale, si ha la cancellazione dell'elemento. In questo modo è possibile simulare l'eventuale scollamento fra le varie parti inizialmente tenute insieme dall'adesivo.

Nel complesso sono stati utilizzati 14886 elementi con 31616 nodi suddivisi come in Tabella 5.9.

	Numero di elementi	Numero di nodi
Interfaccia Pann./Irrig.	6750	13832
Irrigidimento-1	2712	5928
Irrigidimento-2	2712	5928
Irrigidimento-3	2712	5928

Tabella 5.9: Cohesive elements (COH3D8) - Numero di elementi e di nodi.

E' importante sottolineare come per entrambe le tipologie di elementi fino a qui illustrate sia necessario specificare la *stack orientation*. Con tale operazione si definisce la superficie che fungerà da faccia superiore rispetto al quale si specifica l'impilamento. In questo modo si può imporre la corretta orientazione del materiale [34].

Per la creazione della mesh del corpo impattante sono stati utilizzati invece elementi *Discrete rigid*, che servono a discretizzare i corpi rigidi nei problemi che prevedono contatti, come nel caso degli impatti. All'interno delle simulazioni sono stati usati sia elementi triangolari a tre nodi (R3D3), per la punta del proiettile, che di forma quadrangolare a quattro nodi (R3D4) per il resto del corpo cilindrico.

5.2 Validazione del modello

Come già detto per quanto riguarda la modellazione del corpo rigido e delle sue proprietà, questa categoria di elementi non contribuisce alla massa del problema. E' quindi necessario definire una massa concentrata da assegnare al reference point a cui il corpo è attaccato [33].

Per il corpo impattante sono stati utilizzati 403 elementi con 435 nodi suddivisi come in Tabella 5.10.

	Numero di elementi	Numero di nodi
R3D4	372	403
R3D3	31	32

Tabella 5.10: Discrete rigid elements (R3D3, R3D4) - Numero di elementi e di nodi.

Nel complesso sono stati utilizzati 87499 elementi a cui sono associati 180844 nodi.

5.2 Validazione del modello

Per la validazione del modello precedentemente illustrato è stato riprodotto l'esempio riportato da Faggiani e Falzon [31]. Tuttavia il modello utilizzato nel loro studio e quello riprodotto sono leggermente diversi. Le differenze principali nelle due simulazioni sono la presenza del danneggiamento del materiale e la modellazione della zona dell'impatto nel dettaglio. Il processo di validazione è stato quindi diviso in due fasi distinte.

Nella prima parte si è ricreato il modello da loro proposto in maniera dettagliata. In seguito, è stata condotta una seconda simulazione con una velocità di impatto minore in maniera tale da confermare l'ipotesi che il pannello non si rompesse. Nella seconda parte del processo di validazione si è semplificato il modello rimuovendo le modifiche precedentemente illustrate per giungere al modello finale illustrato nella Sezione 5.1.

Lo studio condotto da Faggiani e Falzon riguardava i fenomeni di delaminazione nel pannello irrigidito causati dall'impatto con un corpo dotato di una certa massa e una certa velocità. La delaminazione consiste nel processo di rottura dell'interfaccia fra i vari strati che compongono il materiale composito.

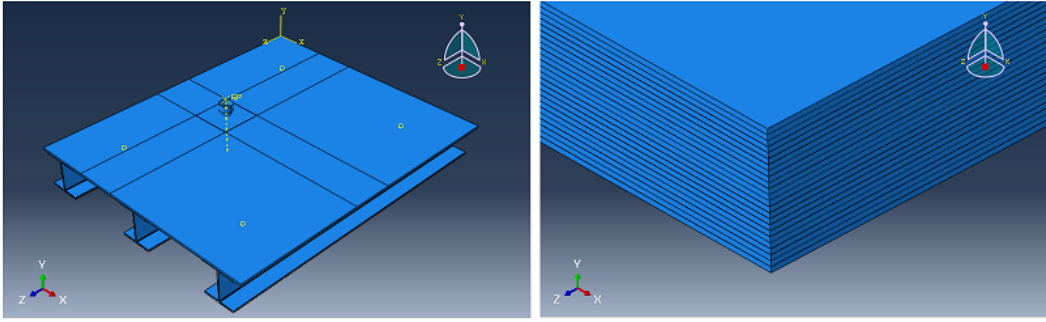


Figura 5.6: Modello geometrico per la validazione (sinistra) e particolare della zona impattata (destra).

Per tale motivo, nella zona interessata dall'impatto, è stata modellata nel dettaglio una porzione del pannello di dimensioni pari a 60 mm per 60 mm. Sono quindi state create parti differenti per ogni layer del composito (Figura 5.6) e, per ognuna di tali parti, è stata definita una proprietà che contiene le caratteristiche del materiale. I vari strati sono quindi stati collegati al resto del pannello utilizzando gli stessi tie constraints definiti nella sezione precedente. E' stato inoltre inserito il danneggiamento del materiale attraverso il modello di Hashin, già presente all'interno del solutore, adatto per simulare la rottura di materiali rinforzati attraverso fibre. Per tale modello è stato necessario specificare i valori delle tensioni di rottura a trazioni, a compressione e a taglio, sia nella direzione delle fibre che in quella perpendicolare (Tabella 5.11 [31]).

	Valore
X^t [MPa]	2000
X^c [MPa]	1600
Y^t [MPa]	64
Y^c [MPa]	290
S_{12} [MPa]	98

Tabella 5.11: Tensioni di rottura di Fibredux HTA/6376C [31].

Successivamente sono state inserite le energie di frattura del materiale, riportate in Tabella 5.12 [31], per la definizione del modello di rottura intralaminare. I vari layer che fanno parte di questa zona sono stati poi posti in contatto fra di loro selezionando un'interazione di tipo cohesive. All'interno di questa

5.2 Validazione del modello

	Valore
G_{1C}^t [N/mm]	91.6
G_{1C}^c [N/mm]	79.9
G_{2C}^t [N/mm]	0.22
G_{2C}^c [N/mm]	1.1
G_{12C} [N/mm]	0.7

Tabella 5.12: Energia di rottura di Fibredux HTA/6376C [31].

interazione è possibile specificare il modello di damage (Tabella 5.13 [31]). In questo modo si è simulato l'adesivo che tiene incollati i vari strati senza dover ricorrere ad una modellazione di dettaglio, per non introdurre ulteriori elementi all'interno della simulazione.

	Valore
σ_{OI} [MPa]	64.0
$\sigma_{OII/OIII}$ [MPa]	91.0
G_{IC} [N/mm]	0.22
$G_{IIC/IIIC}$ [N/mm]	0.7

Tabella 5.13: Proprietà meccaniche dell'interfaccia di Fibredux HTA/6376C [31].

La validazione del modello è stata fatta considerando un corpo impattante di massa pari a 2.63 kg con una velocità di 3.36 m/s² per avere un'energia di impatto di circa 15 J. Una volta terminata la simulazione è stato confrontato il grafico relativo alla forza di contatto con quello riportato nello studio. Il confronto è riportato in Figura 5.7.

Dal confronto fra i due modelli emerge che il picco della forza, così come il suo andamento generale, è ben riprodotto. I valori massimi della forza di contatto sono riportati in Tabella 5.14 con gli istanti temporali in cui tale massimo viene raggiunto.

L'errore commesso nella stima del picco della forza di contatto è pari al 2.5% e di conseguenza la stima del valore del carico massimo a cui è soggetto il pannello è accettabile.

Tuttavia osservando il grafico, si può notare che la curva che rappresenta la forza ottenuta con il modello da noi realizzato risulta essere leggermente tra-

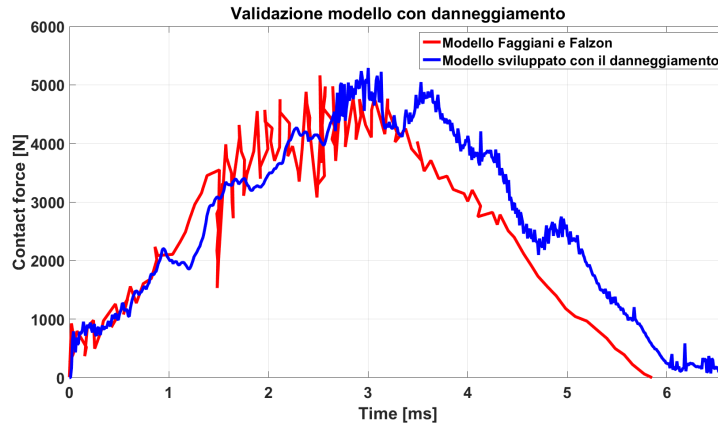


Figura 5.7: Validazione del modello con un impatto di 15J.

	F_{max} [N]	t [ms]
Modello Faggiani e Falzon	5162.22	2.5
Modello con danneggiamento	5289.12	3

Tabella 5.14: Valori del massimo della forza di contatto e istante temporale in cui viene raggiunto nel caso di un impatto di 15J.

slato nel tempo. Tale differenza, seppur non rilevante, può essere dovuta a vari fattori come, ad esempio, una diversa dimensione della mesh o un'approssimazione nel comportamento dei materiali. La curva della forza ottenuta da Faggiani e Falzon infatti è stata ottenuta da test sperimentali e non attraverso un modello numerico. Anche dalla comparazione dei dati sperimentali e numerici fatta nel corso dello studio di Faggiani (Figura 5.8), si assiste infatti ad una traslazione, seppur minore, fra le due curve [31].

Sempre con il modello di più complesso, uguale a quello di Faggiani e Falzon, è stata poi eseguita una seconda simulazione, diminuendo massa e velocità rispettivamente a 2 kg e 1 m/s^2 , per verificare che il pannello realizzato per lo studio in corso non raggiunga i limiti di rottura. L'andamento della forza di contatto è stato poi confrontato con il caso analogo ottenuto utilizzando il modello descritto in Sezione 5.1.

Osservando le curve in Figura 5.9 si nota come l'andamento della forza di contatto ottenuto con i due differenti modelli sia pressoché coincidente.

In Tabella 5.15 sono riportati i valori del picco della forza assieme all'istante

5.2 Validazione del modello

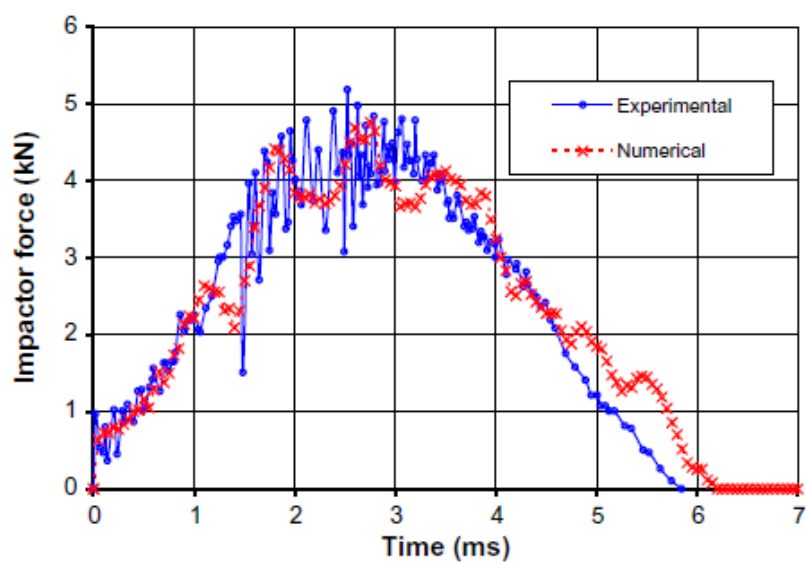


Figura 5.8: Confronto realizzato da Faggiani fra forza di contatto nel caso sperimentale e numerico per un impatto di 15J [31].

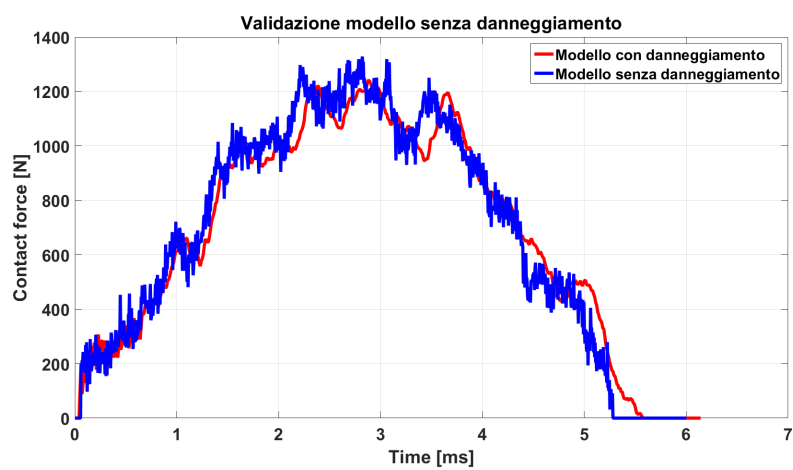


Figura 5.9: Confronto fra i modelli con senza damage per un impatto di 1J.

	$F_{max}[N]$	$t[ms]$
Modello con danneggiamento	1248.8	2.88
Modello senza danneggiamento	1328.3	2.82

Tabella 5.15: Valori del massimo della forza di contatto e istante temporale in cui viene raggiunto nel caso di un impatto di 1J.

temporale in cui viene raggiunto. Nel caso di modello senza danneggiamento si assiste ad una sovrastima della forza del 6.4%. Nel complesso tuttavia il modello realizzato, descritto nel corso della Sezione 5.1, è accettabile per lo studio proposto.

L'ultima passo necessario per la validazione del modello è stata la verifica dell'effettiva integrità del modello. Per fare ciò sono stati richiesti fra gli output gli indici di rottura sia del materiale composito (DAMAGESHR) che dell'adesivo (SDEG). Per entrambi i parametri un valore pari a 1 indica il completo failure dell'elemento considerato. Al contrario, un valore pari a 0 indica che il processo di rottura non ha ancora avuto inizio.

5.3 Risultati

Gli output richiesti al solutore per le simulazioni di un corpo che impatta su un pannello irrigidito sono:

- L'andamento della forza di contatto (CTFM);
- Lo spostamento, la velocità e l'accelerazione (U,V,A) dei nodi che rappresentano i sensori posizionati sulla superficie del pannello e degli irrigidimenti.

Per tutte le grandezze sopra riportate sono stati richiesti 1200 valori a fronte di un tempo di simulazione di 0.006 secondi. Di conseguenza è stata utilizzata una frequenza di campionamento pari a $f_c = 200kHz$.

La scelta di non richiedere gli output per tutti i nodi che costituiscono il pannello è dovuta principalmente a due fattori:

5.3 Risultati

1. Una crescita del tempo necessario per le simulazioni dovuta al fatto che ci sono più risultati da scrivere;
2. Un aumento delle dimensioni dei file di output (ogni file ha una grandezza di circa 4.8 Gb) ingiustificato dal momento che solo i valori della forza e della componente y (U2) dello spostamento misurato dai sensori saranno poi utilizzati per l'allenamento della rete neurale.

Il tempo della simulazione è stato impostato basandosi sul massimo tempo di contatto e cioè sulla durata della risposta nelle zone dove la rigidità del pannello è minore. E' stata quindi realizzata una simulazione iniziale con impatto nel punto intermedio fra due irrigidimenti.

La massima durata del contatto risulta essere pari a $t_{max} = 5.28 \text{ ms}$ e di conseguenza il tempo di simulazione impostato, pari a 6 ms, è più che sufficiente per lo studio del problema.

L'instaurarsi del danneggiamento è direttamente legato alla massima forza che si sviluppa fra il corpo impattante e il sistema oggetto dello studio [26]. Si riporta in Figura 5.10 l'andamento della forza di contatto nel caso più gravoso per il pannello per avere una verifica che il materiale non raggiunga effettivamente i limiti di danneggiamento.

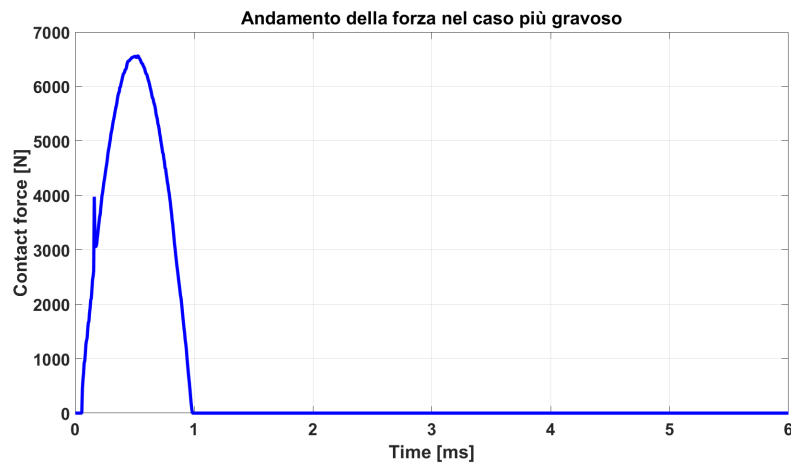


Figura 5.10: Andamento della forza di contatto nel caso più gravoso per il pannello.

Le condizioni più onerose si verificano dove il pannello presenta un valore più elevato della rigidezza e cioè, vicino ai bordi dove vi sono i vincoli e dove sono presenti gli irrigidimenti.

In Tabella 5.16 sono riportati i valori massimi della forza di impatto in corrispondenza del centro degli irrigidimenti e nel midbay (punto di mezzo fra due irrigidimenti adiacenti).

	Midbay	Irrigidimento
F_{max} [N]	1834.68	6572.24

Tabella 5.16: Forza massima di impatto in corrispondenza del punto del midbay e del centro degli irrigidimenti.

Dal confronto di questi valori con quelli presenti in Tabella 4.4 emerge che i picchi della forza di contatto per il laminato semplice (midbay) e per il pannello irrigidito (punto centrale dell'irrigidimento) risultano rispettivamente il 53 % e il 22 % inferiori rispetto al corrispondente valore della forza di delaminazione.

Capitolo 6

Algoritmi per la caratterizzazione degli impatti

La determinazione dei parametri fondamentali che contraddistinguono un impatto assume un'importanza notevole nelle operazioni di valutazione dell'integrità strutturale, come illustrato nei capitoli precedenti. A causa però della presenza di non-linearità all'interno del problema i tradizionali metodi, basati ad esempio sulla funzione di trasferimento, non risultano essere particolarmente appropriati.

Durante questo lavoro di tesi sono stati quindi utilizzati modelli che, nello specifico, sono basati sulle reti neurali artificiali e sugli algoritmi genetici per la determinazione del massimo valore della forza di contatto, della posizione in cui esso avviene, della massa e della velocità di impatto.

Le reti neurali artificiali sono codici realizzati per riprodurre il comportamento del sistema nervoso umano, che si sono rivelati particolarmente utili per la soluzione di problemi il cui comportamento è difficilmente descrivibile attraverso relazioni matematiche.

Gli algoritmi genetici sono invece metodi di ottimizzazione che si ispirano ai modelli di evoluzione naturale, secondo i quali, gli individui che presentano una migliore capacità di adattamento ad un problema sopravvivono.

Lo studio può quindi essere suddiviso in due momenti distinti: nella prima parte vengono utilizzate le reti neurali per trovare una relazione tra le grandezze di

input, ovvero i valori degli spostamenti ottenuti dai sensori, e quelle di output, cioè i diversi parametri che contraddistinguono i fenomeni dell'urto. Nella seconda parte i coefficienti che rappresentano tali relazioni sono ottimizzati attraverso gli algoritmi genetici per riprodurre al meglio il problema.

6.1 Artificial neural network

Le reti neurali artificiali sono algoritmi particolarmente utili per la soluzione di sistemi non-lineari per i quali è difficile realizzare modelli matematici accurati. Il concetto che sta alla base dello sviluppo di questi modelli è quello di riprodurre il comportamento del sistema nervoso del corpo umano. Infatti, la mente umana possiede da un lato la capacità di assorbire e memorizzare informazioni, trovando anche relazioni e collegamenti fra di loro, per poi utilizzarle nella soluzione di problemi simili. Un'ulteriore peculiarità del sistema nervoso è quella di avere la capacità di parallelizzare, in quanto le numerose unità che lo compongono, i neuroni, sono in grado di comunicare fra loro simultaneamente [29].

Come avviene nel sistema nervoso, la rete artificiale è composta da una serie di neuroni che comunicano fra di loro attraverso connessioni basate su modelli di interpolazione chiamate pesi. L'affinamento di tali connessioni viene realizzato attraverso un processo iterativo di allenamento della rete in cui una serie di output viene confrontato con i corrispettivi valori target fino a che non si giunge a convergenza. Un esempio di tale processo è riportato in Figura 6.1 [42].

Per l'allenamento della rete è necessario solamente un set di dati all'interno del quale ad ogni input corrisponde uno specifico output. Il fatto che non sia necessario conoscere le relazioni matematiche e fisiche che rappresentano il comportamento del sistema, costituisce uno dei principali vantaggi legati all'utilizzo delle reti neurali.

L'allenamento della rete, cioè la determinazione dei valori delle connessioni, attraverso una serie di dati sperimentali fa sì che essa apprenda il comportamento che caratterizza il sistema. Successivamente, nel momento in cui le verranno sottoposti una serie di valori rappresentanti parametri analoghi a

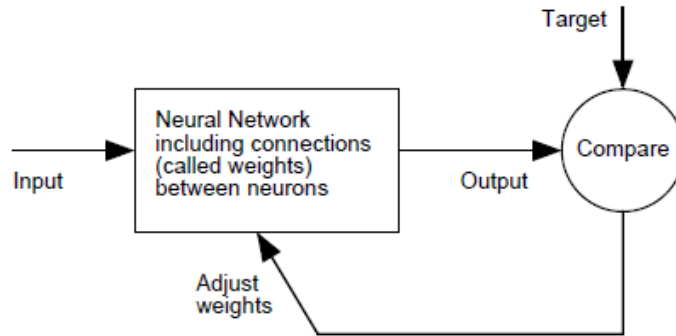


Figura 6.1: Schema di base del funzionamento di una rete neurale artificiale [42].

quelli utilizzati come ingressi nel processo di allenamento, la rete neurale artificiale sarà in grado di effettuare una predizione riguardante la grandezze di output.

Le unità fondamentali della rete sono costituite dai neuroni; essi sono elementi che ricevono in ingresso un valore di input che viene trasmesso attraverso la connessione dove viene moltiplicato per uno scalare, w , in maniera tale da attribuirgli un peso. Al parametro che ne risulta viene poi sommato un secondo scalare, denominato *bias*, prima di transitare attraverso una determinata funzione di trasferimento in modo tale da ottenere la grandezza di output.

Per quanto riguarda la funzione di trasferimento, ne esistono di vari tipologie; le più comuni sono:

- Funzione a gradino;
- Funzione lineare;
- Funzione Log-Sigmoid;
- Funzione Tan-Sigmoid.

Bisogna sottolineare che la grandezza di input non deve però necessariamente essere uno scalare ma può essere costituita anche da un vettore. In questo caso, ognuna delle componenti che lo forma, sarà moltiplicata per il proprio peso. Il valore della grandezza che costituisce l'argomento della funzione di trasferimento sarà quindi data dalla seguente relazione:

$$n = w_{1,1}p_1 + w_{1,2}p_2 + \dots + w_{1,R}p_R + b \quad (6.1)$$

dove R è la dimensione del vettore [42].

In Figura 6.2 è riportata la rappresentazione schematica di un neurone.

I neuroni possono anche essere combinati all'interno di un *layer*; l'insieme di uno o più layer va a creare la rete neurale vera e propria.

Gli elementi che formano la matrice di input vengono quindi posti in collegamento con ogni neurone attraverso uno specifico peso; ogni neurone produrrà poi una delle grandezze di output. La rappresentazione schematica di un singolo layer della rete è riportata in Figura 6.2. R rappresenta il numero di input mentre S il numero di output (e quindi di neuroni).

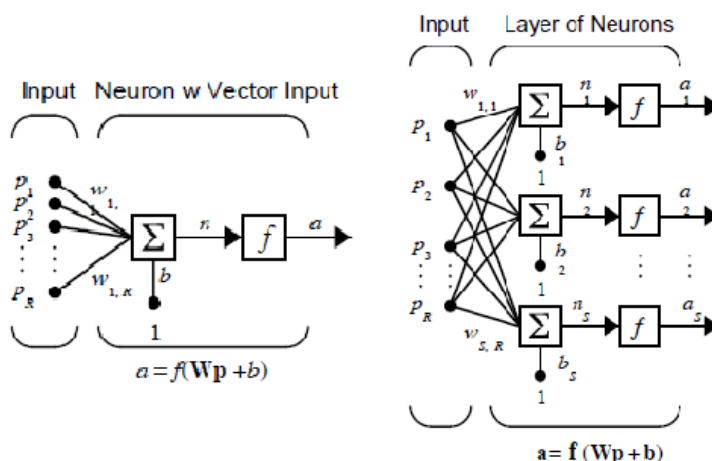


Figura 6.2: Esempio della struttura di un neurone (sinistra) e di un layer di una rete neurale (destra) [42].

In Figura 6.3 è invece riportato il modello di una rete neurale composta da diversi layer. In questo caso le grandezze in uscita da un layer costituiscono gli input per quello successivo. Ogni gruppo di neuroni sarà quindi caratterizzato dall'aver una matrice dei pesi $[W^i]$ e un vettore bias $\{b^i\}$ dove i rappresenta il numero del layer al quale ci si riferisce [42].

L'idea principale che sta alla base dello sviluppo delle reti neurali è quella di aggiustare in modo iterativo i valori dei pesi e dei bias in maniera tale da stabilire delle connessioni fra gli input e gli output. In linea teorica aumentando

6.1 Artificial neural network

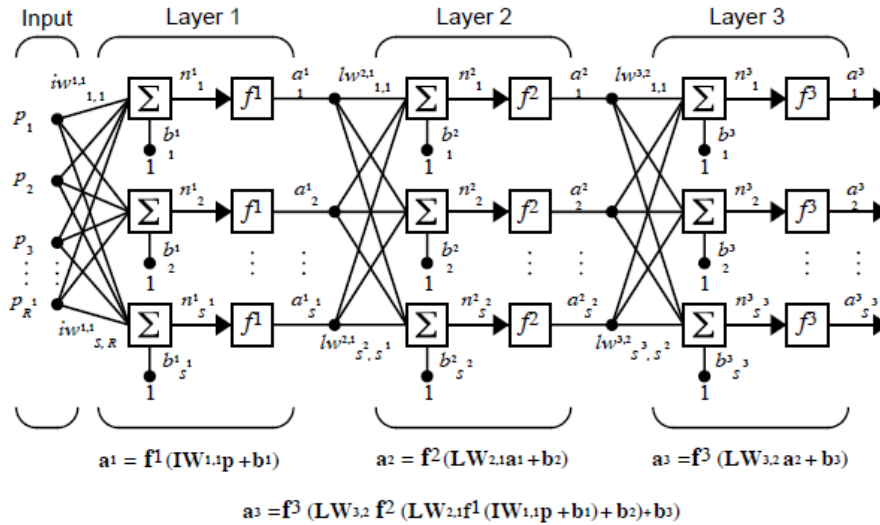


Figure 6.3: Esempio di rete neurale composta da più layer [42].

il numero di layer all'interno della rete è possibile simulare modelli di sistemi più complessi [42] anche se questa affermazione non è sempre verificata come è riportato nello studio condotto da Sharif-Khodaei [35].

Una volta terminato il processo di realizzazione della rete, dato un generico vettore di input contenente una serie di dati ottenuti nello stesso modo di quelli utilizzati per il suo allenamento, essa sarà in grado di fornire in uscita delle stime della grandezza di cui si desidera conoscere il valore.

Per la realizzazione e l'allenamento della rete neurale è stato utilizzato il *Neural Network Toolbox* di Matlab[®]. E' stata considerata una rete *feed-forward* in cui tutti i segnali viaggiano direttamente dai nodi di input a quelli di output. Questo significa che ogni neurone non possiede collegamenti con altri neuroni all'interno dello stesso layer o in quello precedenti.

La rete impiega inoltre un algoritmo di *back-propagation* con un modello di Levenberg-Marquardt che prevede l'utilizzo di due distinte funzioni di trasferimento per i layer intermedi (funzione Tan-Sigmoid) e per il layer di output (funzione lineare).

La funzione di trasferimento di Sigmoid è una funzione non-lineare che, nel caso studiato, assume l'andamento della tangente iperbolica. Il fatto di utilizzare questo tipo di funzione permette alla rete di ricavare relazioni sia nel caso di

sistemi lineare che in quelli non lineari.

Dal momento che l'algoritmo è basato sul gradiente, il termine back-propagation si riferisce al modo in cui esso viene calcolato. Infatti, i valori dei pesi e dei bias vengono modificati iterativamente per spostarli nella direzione in cui il gradiente è negativo in maniera tale da arrivare ad un minimo dell'errore.

L'errore è definito ad ogni iterazione come la differenza tra gli output calcolati attraverso la rete neurale e i rispettivi valori target.

Sia x il vettore che ad ogni iterazione contiene i pesi e i bias di un generico layer; all'iterazione $k+1$ le sue componenti verranno calcolate secondo la relazione:

$$\{x_{k+1}\} = \{x_k\} - \alpha_k \{g_k\} \quad (6.2)$$

dove g_k rappresenta il valore corrente del gradiente e α_k il coefficiente di apprendimento [42].

Per il calcolo del gradiente si utilizza il metodo di Levenberg-Marquardt. Esso fa parte degli algoritmi ad elevate prestazioni che garantiscono un tempo di convergenza che può essere anche cento volte inferiore a quello di altri metodi.

Ciò è dovuto al fatto che l'Hessiana, matrice delle derivate seconde parziali, non viene calcolata. Tale matrice, nel caso in cui la funzione da derivare prenda la forma di una somma quadrati, può essere approssimata con:

$$[H] = [J]^T [J] \quad (6.3)$$

con $[J]$ matrice Jacobiana contenente le derivate prime dell'errore commesso dalla rete, $\{e\}$, rispetto ai pesi e ai bias.

A partire dall'espressione della Jacobiana è possibile poi definire la funzione gradiente come:

$$\{g\} = [J]^T \{e\} \quad (6.4)$$

Il vettore x in una generica iterazione può quindi essere scritto come [42]:

$$\{x_{k+1}\} = \{x_k\} - [[J]^T [J] + \mu [I]]^{-1} [J]^T \{e_k\} \quad (6.5)$$

6.1 Artificial neural network

Ad ogni iterazione inoltre un set di dati viene usato come campione per valutare le prestazioni della rete calcolando il *Mean Squared Error (MSE)*.

Il problema principale legato all'utilizzo delle reti neurali come sistemi di predizione è legato alla scelta dei valori iniziali dei pesi e dei bias in quanto essi possiedono una notevole influenza sul processo di convergenza. A causa di un'errata scelta di tali parametri vi è la possibilità che l'errore commesso dalla rete non raggiunga un minimo globale ma solamente uno locale [43].

Per questo motivo dopo aver allenato le reti neurali realizzate per la determinazione dei parametri caratteristici di un impatto, si utilizzerà un codice di ottimizzazione in modo aggiustare i valori dei pesi e dei bias minimizzando l'errore quadratico medio commesso.

Dal momento che non ci sono informazioni precise riguardo la scelta dell'architettura della rete, intesa come numero di layer e di neuroni presenti al suo interno, sono state realizzate diverse prove in modo da trovare il settaggio migliore in relazione alla diversa grandezza di cui si sta effettuando la stima. Inoltre, per ogni settaggio, sono state realizzate venti differenti reti neurali per poi scegliere quella in grado di fornire i risultati migliori.

Per realizzare i modelli di predizione sono stati utilizzati set contenenti al loro interno un diverso numero di dati, in maniera tale valutare l'influenza sia della quantità che della distribuzione dei sensori sull'accuratezza della rete neurale. Nello specifico sono state considerate 6 differenti configurazioni di sensori come riportato in Tabella 6.1.

	Numero di sensori
Configurazione 1	12 Sensori - A
Configurazione 2	12 Sensori - B
Configurazione 3	8 Sensori - A
Configurazione 4	8 Sensori - B
Configurazione 5	4 Sensori - A
Configurazione 6	4 Sensori - B

Tabella 6.1: Configurazioni di sensori considerate.

Di seguito, per ognuno dei problemi affrontati, verranno illustrate le scelte fatte sia per quanto riguarda l'architettura della rete neurale artificiale, sia per

i dati utilizzati per il suo allenamento.

6.1.1 Rete per la stima del picco del forza

Come visto in precedenza nel corso del Capitolo 4, la valutazione della massima forza che si sviluppa durante un impatto è molto importante per avere una stima dello stato di una struttura.

Per l'algoritmo di predizione del picco della forza sono state considerate due reti neurali ognuna contenente al suo interno rispettivamente tre e due diversi layer. Il numero di neuroni presenti all'interno di ogni layer è riportato in Tabella 6.2.

L'architettura di queste due diverse reti è riportata in Figura 6.4.

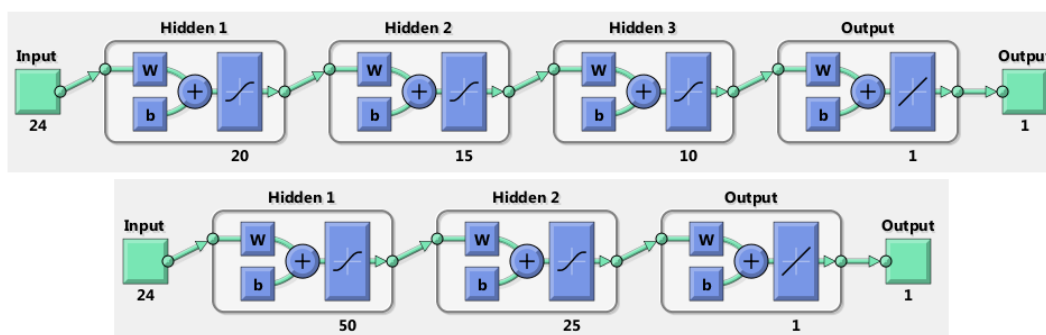


Figura 6.4: Reti neurali per la stima del picco della forza.

	Numero di neuroni
Rete - 1	20-15-10
Rete - 2	50-25

Tabella 6.2: Reti utilizzate per la stima del picco della forza.

Per l'allenamento della rete neurale sono state condotte un totale di 1521 simulazioni distribuite su una griglia di 169 posizioni (Figura 5.4) con diversi valori di massa (Tabella 5.1) e di velocità (Tabella 5.6).

Il target della rete è costituito dal valore del picco della forza di contatto ottenuto dai risultati delle simulazioni FEM. La matrice di output avrà quindi le dimensioni di 1521 x 1 e sarà così composta:

$$\left[Out_Fmax \right] = \begin{bmatrix} F_{1max} & m_1 & v_1 \\ F_{2max} & m_2 & v_2 \\ \dots & \dots & \dots \\ F_{1521max} & m_{1521} & v_{1521} \end{bmatrix} \quad (6.6)$$

Per i valori di input invece sono stati usati i valori degli spostamenti in direzione y dei nodi della struttura che rappresentano i sensori. Dal momento che sono stati utilizzati 30 sensori in varie posizioni del pannello (Figura 5.3) è stato anche possibile valutare l'influenza del loro numero sulla qualità dei risultati forniti dalla rete selezionando di volta in volta le configurazioni di sensori desiderate.

La matrice di input contiene al suo interno i valori del ritardo (T) del segnale dello spostamento in direzione y (U2) rispetto a quello di un sensore prestabilito così come il valore massimo che esso assume. Le dimensioni della matrice di input saranno quindi di $1521 \times 2n$ dove n rappresenta il numero di sensori considerati per la ricostruzione.

$$\left[Input_nSens \right] = \begin{bmatrix} U_{2_{1,S1}} & \dots & U_{2_{1,Sn}} & T_{1_{S1,S1}} & \dots & T_{1_{S1,Sn}} \\ U_{2_{2,S1}} & \dots & U_{2_{2,Sn}} & T_{2_{S1,S1}} & \dots & T_{2_{S1,Sn}} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ U_{2_{1521,S1}} & \dots & U_{2_{1521,Sn}} & T_{1521_{S1,S1}} & \dots & T_{1521_{S1,Sn}} \end{bmatrix} \quad (6.7)$$

L'allenamento della rete è stato fatto con il 94% delle simulazioni mentre le operazioni di validazione e di test del modello sono state fatte ciascuna con il 3%.

6.1.2 Rete per la stima della posizione di impatto

Il secondo parametro che bisogna conoscere di un impatto è la posizione in cui esso si verifica. Sono state quindi sviluppate due reti neurali in cui gli output corrispondono alle due coordinate, x e z in cui avviene il contatto fra il corpo impattante e la superficie del pannello. Tale accorgimento è stato preso

in quanto, nel corso dello studio, si è visto che la rete possiede una migliore capacità di predizione se l'output è costituito da una sola grandezza.

La rete realizzata è composta da tre differenti layer composti rispettivamente di 50, 40 e 20 neuroni ciascuno come mostrato in Figura 6.5.

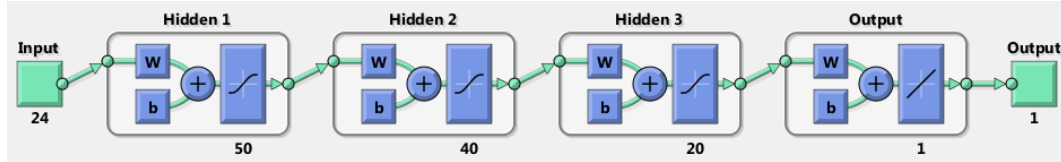


Figura 6.5: Rete neurale per la stima delle coordinate di impatto.

In maniera analoga a quanto fatto per la stima del picco della forza, la rete è stata allenata fornendole in ingresso una matrice contenente i tempi di ritardo (T) del segnale dello spostamento in direzione y (U2) rispetto a un sensore prestabilito e il massimo che esso assume.

Il target della rete è costituito invece dalle posizioni degli impatti realizzati attraverso il modello ad elementi finiti. In particolare, per semplificare il problema, si considerano solamente le coordinate x e z che costituiscono il piano del pannello.

$$\begin{bmatrix} Out_X \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ \dots \\ X_{1521} \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} Out_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ \dots \\ Z_{1521} \end{bmatrix} \quad (6.8)$$

L'allenamento della rete è stato fatto con il 94% delle simulazioni mentre le operazioni di validazione e di test del modello sono state fatte ciascuna con il 3%.

6.1.3 Rete per la stima della massa e della velocità del corpo impattante

Sono state realizzate infine altre due reti neurali artificiali per la stima della massa e della velocità del corpo impattante, così da caratterizzare in maniera completa l'impatto.

6.1 Artificial neural network

Per la massa sono state testate due reti formate rispettivamente da tre e due layer di neuroni il cui numero è riportato in Tabella 6.3. Le due diverse architetture sono visibili in Figura 6.6.

	Numero di neuroni
Rete - 1	20-15-10
Rete - 2	50-40

Tabella 6.3: Reti utilizzate per la stima della massa del corpo impattante.

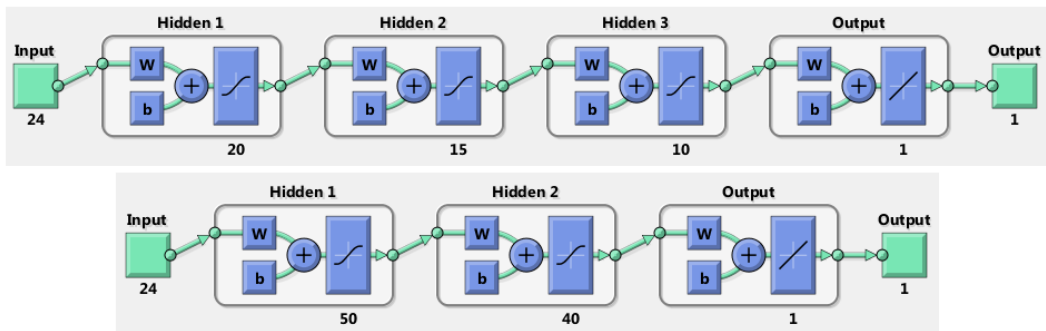


Figura 6.6: Rete neurale per la stima della massa del corpo impattante.

Per la velocità invece entrambe le reti sono composte da tre layer e differiscono solamente per il numero di neuroni contenuti al loro interno (Tabella 6.4). Le due diverse architetture sono riportate in Figura 6.7.

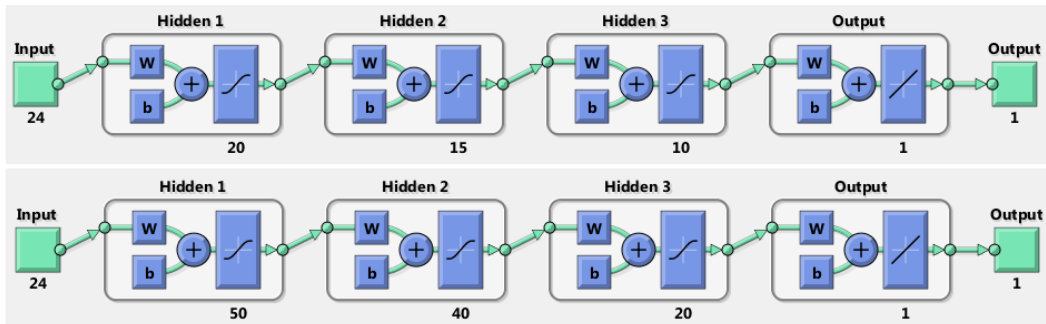


Figura 6.7: Rete neurale per la stima della velocità di impatto.

Anche in questo caso la matrice di input usata per l'allenamento delle reti contiene al suo interno i tempi di ritardo (T) del segnale dello spostamento

	Numero di neuroni
Rete - 1	20-15-10
Rete - 2	50-40-20

Tabella 6.4: Reti utilizzate per la stima della velocità di impatto.

in direzione y (U2) rispetto ad un sensore preso come riferimento e il valore massimo assunto da tale segnale.

Per quanto riguarda invece le due matrici contenenti le grandezze di output, esse sono costituite dai valori della massa e della velocità che caratterizzano le simulazioni svolte in precedenza.

$$\left[Out_M \right] = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ \dots \\ M_{1521} \end{bmatrix} \qquad \left[Out_v \right] = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \dots \\ v_{1521} \end{bmatrix} \qquad (6.9)$$

Anche in questo caso, per entrambe tutte le reti realizzate, l'allenamento è stato fatto con il 94% delle simulazioni mentre le operazioni di validazione e di test del modello sono state fatte ciascuna con il 3%.

6.2 Genetic algorithms

Gli algoritmi genetici sono codici di soluzione stocastici che si prefiggono lo scopo di mimare i fenomeni dell'evoluzione naturale secondo i quali gli individui che hanno la maggiore capacità di adattamento sopravvivono. Si tratta quindi di una tipologia di approccio in grado di trovare la soluzione ottimale all'interno di un dominio costituito da un largo numero di soluzioni possibili attraverso un processo iterativo.

Questi codici operano su una popolazione di potenziali soluzioni applicando il principio della sopravvivenza del più forte in maniera tale da migliorare la stima della soluzione fatta in precedenza e per ogni generazione di soggetti viene scelto un insieme di elementi che meglio riproducono il problema considerato.

6.2 Genetic algorithms

Questo processo porta alla fine ad avere un insieme di soluzioni che riproducono in maniera migliore l'ambiente per il quale sono stati pensati.

Nel corso di questo lavoro si useranno quindi gli algoritmi genetici per ottimizzare i valori dei pesi e dei bias ottenuti in precedenza attraverso le reti neurali.

Per valutare le performance di un singolo individuo della popolazione globale viene definita una funzione obiettivo che caratterizza le sue prestazioni in maniera tale da stabilire delle basi per il processo di selezione naturale.

L'algoritmo compie operazioni di ricombinazione e di mutazione degli elementi che compongono la popolazione e, dopo aver valutato la loro predominanza all'interno del gruppo, seleziona quelli migliori. In questo modo ci si aspetta che le performance dell'intera specie vengano migliorate dal momento che i campioni migliori vengono selezionati e incrociati fra di loro mentre quelli peggiori vengono eliminati.

I vantaggi derivanti dall'usare un codice di ottimizzazione basato sugli algoritmi genetici stanno nel fatto che questi cercano un insieme di punti in cui la relazione desiderata presenta un minimo e non solo un singolo punto. Inoltre per la soluzione del problema è sufficiente definire solamente la funzione obiettivo senza la necessità di avere altre conoscenze del problema. Infine si tratta di un processo che utilizza regole di tipo probabilistico e non deterministico [44].

Nello specifico per il miglioramento della capacità di predizione della rete neurale artificiale la funzione di fitness da ottimizzare è stata basata sul *Mean Squared Error*:

$$MSE = \sum \frac{(t - y_1)^2}{N} \quad (6.10)$$

Nella relazione precedente, t rappresenta il vettore contenente le grandezze target, y_1 quello delle stime effettuate attraverso la rete neurale ed N la dimensione delle due vettori precedenti.

L'algoritmo creato utilizza quindi i valori dei pesi e dei bias definiti nel momento della creazione della rete neurale per calcolare in maniera iterativa il valore del MSE per trovare la configurazione che lo minimizza. La soluzione

è impostata per arrestarsi una volta che si giunge a convergenza o un certo numero di iterazioni senza miglioramenti (*Stall Generation*).

Capitolo 7

Risultati

Per la valutazione delle performance degli algoritmi descritti in precedenza, sono state realizzate 8 simulazioni ad elementi finiti in cui sono stati variati i parametri riguardanti la massa e la velocità del corpo impattante, così come la posizione in cui avviene il contatto con la superficie del pannello irrigidito in materiale composito.

Una volta determinata la configurazione di sensori che garantisce la stima migliore per ognuna delle grandezze necessarie alla caratterizzazione completa di un impatto, si è proseguito con l'ottimizzazione dei parametri della rete neurale attraverso gli algoritmi genetici.

7.1 Test per la valutazione dei risultati

Per stabilire l'accuratezza degli algoritmi presentati nel corso del capitolo precedente, e per scegliere quale configurazione di sensori garantisce i risultati migliori, sono state effettuate 8 simulazioni ad elementi finiti con il modello descritto nel Capitolo 5.1 variando la massa e la velocità di impatto così come la posizione in cui esso si verifica.

Per ogni test eseguito sono stati registrati i valori dello spostamento dei nodi corrispondenti ai sensori, con la stessa frequenza di quelli usati per l'allenamento della rete neurale, così come la forza di contatto che si sviluppa in seguito all'impatto in modo da ricavarne il massimo.

	Massa [kg]	Velocità [m/s]	x [mm]	z [mm]	F_{max} [kN]
Test 1	2	-1	105	130	1.33
Test 2	1.6	-0.8	195	320	2.86
Test 3	1.7	-0.7	150	105	1.15
Test 4	1.5	-0.95	210	180	1.84
Test 5	1.9	-0.75	60	230	1.74
Test 6	1.3	-0.65	20	70	1.52
Test 7	1.1	-0.9	360	100	1.45
Test 8	1.2	-0.61	190	290	2.04

Tabella 7.1: Parametri dei test utilizzati per la valutazione degli algoritmi realizzati.

I parametri utilizzati per i vari test e il corrispondente valore del picco della forza sono riportati in Tabella 7.1.

7.2 Scelta dell'architettura migliore per la rete neurale

Dal momento che non sono presenti in letteratura linee guida particolari per la scelta dell'architettura di una rete neurale, è necessario procedere per tentativi andando a valutare di volta in volta la capacità dell'architettura in questione di risolvere in maniera appropriata il problema considerato. In linea di principio, una rete composta da un numero elevato di layer e di neuroni sarà in grado di riprodurre un sistema fortemente non lineare in modo più accurato. Questa affermazione però non risulta valida in generale, come dimostrato nello studio condotto da Sharif-Khodaei [35], in quanto i risultati che si ottengono dipendono in maniera determinante dai valori iniziali scelti per le connessioni. Per ovviare a questa problematica, per ogni architettura considerata per la stima delle grandezze caratteristiche degli impatti sono state realizzate venti differenti reti neurali, scegliendo successivamente quella in grado di fornire i risultati migliori.

Per valutare le performance della rete sono state considerate le due grandezze riportate nell'Equazione 7.1. Essi sono: l'errore percentuale medio commesso nella ricostruzione del problema ed il *Mean Squared Error* commesso

7.2 Scelta dell'architettura migliore per la rete neurale

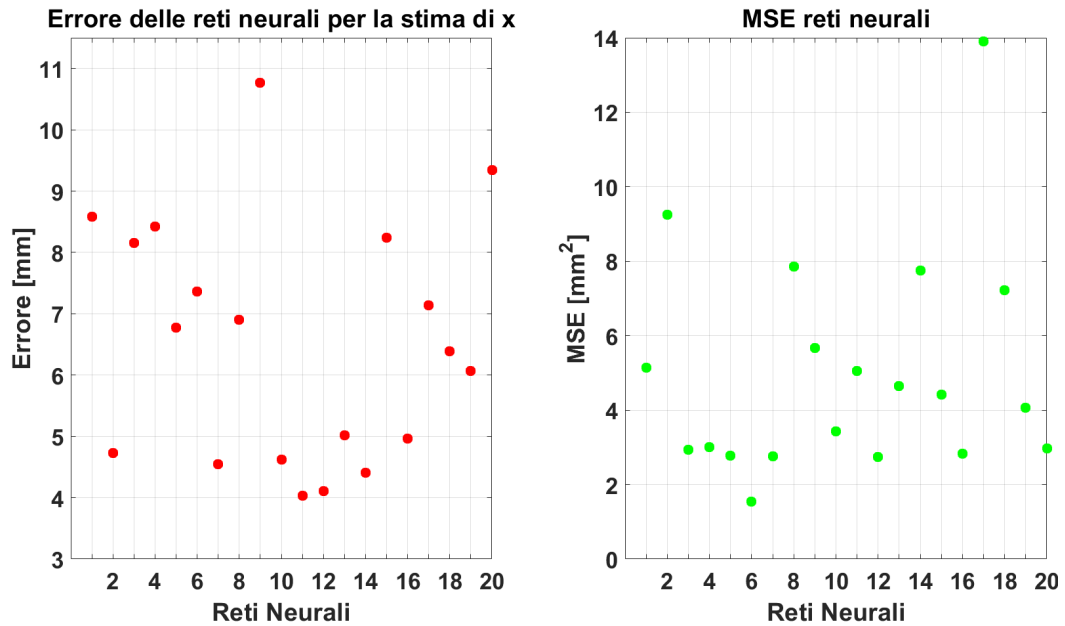


Figura 7.1: Andamento di errore medio e MSE per una rete composta da tre layer di neuroni.

considerando invece i valori del target attraverso il quale è stata allenata la rete.

$$\epsilon = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{t_{i,test} - y_{i,ANN}}{t_{i,test}} \quad , \quad MSE = \sum_{j=1}^n \frac{(t_j - y_j)^2}{n} \quad (7.1)$$

Dove N , t_{test} e $y_{i,Ann}$ rappresentano rispettivamente il numero di test considerati (in questo caso 8), il valore della grandezza target e il corrispettivo stimato attraverso la rete neurale. n corrisponde invece al numero di campioni utilizzati (1521) per l'allenamento delle rete neurale.

A titolo di esempio, è possibile valutare in Figura 7.1 l'andamento di questi due parametri per le reti composte da tre layer con 50, 40 e 20 neuroni, utilizzate per la stima della coordinata x dell'impatto.

Si riportano (Tabella 7.2 - 7.6) in forma schematica i valori dell'errore e del *Mean Squared Error* ottenuti per la stima della forza di impatto, delle coordinate del punto di impatto, della massa e della velocità del proiettile, considerando le diverse configurazioni di sensori utilizzate e le differenti architetture della rete neurale.

Osservando i valori riportati in Tabella 7.2 - 7.6 si nota che la distribuzione di sensori che in generale approssima meglio tutti i parametri ricercati, è quella che ne prevede 12 disposti nella seconda configurazione considerata (Fi-

N° sensori	Struttura ANN	Configurazione A		Configurazione B	
		ϵ [%]	MSE [N^2]	ϵ [%]	MSE [N^2]
12 Sensori	[20 15 10]	15.96	1.01E+06	13.12	1.43E+04
12 Sensori	[50 25]	20.96	7.98E+04	10.81	4.55E+04
8 Sensori	[20 15 10]	11.98	1.22E+05	18.78	1.57E+05
8 Sensori	[50 25]	18.10	1.92E+05	17.74	6.74E+04
4 Sensori	[20 15 10]	24.35	6.99E+05	18.69	3.87E+05

Tabella 7.2: Errore percentuale medio ed MSE nella ricostruzione del picco della forza.

N° sensori	Struttura ANN	Configurazione A		Configurazione B	
		ϵ [mm]	MSE [mm^2]	ϵ [mm]	MSE [mm^2]
12 Sensori	[50 40 20]	5.42	4.61	4.04	2.74
8 Sensori	[50 40 20]	10.75	13.60	8.30	44.72
8 Sensori	[50 40]	12.12	33.65	–	–
4 Sensori	[50 40 20]	20.29	416.64	24.85	109.37
4 Sensori	[20 15 10]	24.55	110.86	–	–

Tabella 7.3: Errore percentuale medio ed MSE nella stima della coordinata x di impatto.

N° sensori	Struttura ANN	Configurazione A		Configurazione B	
		ϵ [mm]	MSE [mm^2]	ϵ [mm]	MSE [mm^2]
12 Sensori	[50 40 20]	5.94	50.62	6.49	28.67
8 Sensori	[50 40 20]	9.46	481.80	10.21	139.39
8 Sensori	[50 40]	11.82	33.95	–	–
4 Sensori	[50 40 20]	29.73	2700	29.85	917.79
4 Sensori	[20 15 10]	23.49	2400	–	–

Tabella 7.4: Errore percentuale medio ed MSE nella stima della coordinata z di impatto.

7.2 Scelta dell'architettura migliore per la rete neurale

N° sensori	Struttura ANN	Configurazione A		Configurazione B	
		ϵ [%]	MSE [kg^2]	ϵ [%]	MSE [kg^2]
12 Sensori	[20 15 10]	11.38	0.13	13.80	0.056
12 Sensori	[50 40]	12.45	0.055	7.83	0.053
8 Sensori	[20 15 10]	14.05	0.16	9.29	0.049
4 Sensori	[20 15 10]	13.99	0.16	14.14	0.12

Tabella 7.5: Errore percentuale medio ed MSE nella stima della massa impattante.

N° sensori	Struttura ANN	Configurazione A		Configurazione B	
		ϵ [%]	MSE [$(m/s)^2$]	ϵ [%]	MSE [$(m/s)^2$]
12 Sensori	[50 40 20]	9.97	2.4E-03	9.83	2.1E-03
12 Sensori	[20 15 10]	10.10	6.4E-03	9.74	1.2E-03
8 Sensori	[50 40 20]	11.16	4.4E-03	12.86	3E-03
8 Sensori	[20 15 10]	13.20	2.5E-03	12.28	1.9E-03
4 Sensori	[50 40 20]	11.20	5.2E-03	11.82	7.6E-03
4 Sensori	[20 15 10]	14.13	4.5E-03	11.82	5.8E-03

Tabella 7.6: Errore percentuale medio ed MSE nella stima della velocità di impatto.

gura 7.2). Infatti, dal momento che le reti neurali sono modelli la cui struttura si basa sui valori dei dati utilizzati per allenarle, il fatto di posizionare dei sensori anche in corrispondenza degli irrigidimenti, dove si assiste a un brusco cambio nelle proprietà meccaniche del pannello e di conseguenza nella sua risposta, ha certamente garantito una migliore accuratezza nella ricostruzione del problema. Al contrario, per quanto riguarda la forma della rete neurale, non vi è un'architettura in grado di risolvere più di un problema in maniera ottimale.

Tra le precedenti, le reti che forniscono la migliore capacità di ricostruzione del problema sono:

- Ricostruzione del picco della forza: [50 25]
- Ricostruzione del coordinata x : [50 40 20]
- Ricostruzione del coordinata z : [50 40 20]

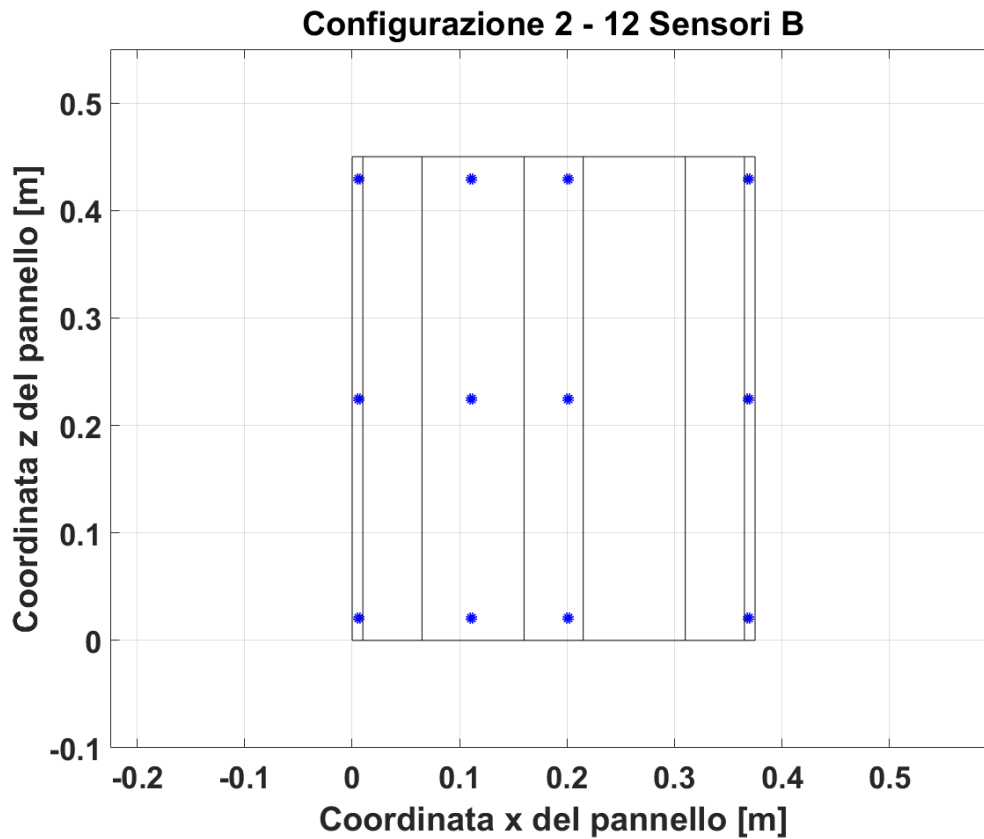


Figura 7.2: Configurazione di sensori che meglio ricostruisce i diversi problemi.

- Stima della massa del corpo impattante: [50 40]
- Stima della velocità di impatto: [20 15 10]

Tali reti sono state selezionate per essere sottoposte ad un processo di ottimizzazione in modo tale di migliorare le loro performance.

7.3 Ottimizzazione della rete neurale

Sebbene le stesse reti neurali siano già codici di ottimizzazione, vi è la possibilità che il processo di convergenza si arresti a causa della presenza di un minimo locale, non arrivando dunque a produrre le loro migliori performance. Per ovviare a tale inconveniente, tra le reti realizzate in precedenza, sono state

7.4 Risultati numerici

selezionate quelle che hanno dimostrato una capacità di predizione più elevata rispetto alle altre, per poi sottoporle ad ottimizzazione mediante gli algoritmi genetici. Come detto nel capito precedente, la funzione di fitness utilizzata per valutare le performance della rete è basata sul *Mean Squared Error*.

		$MSE_{iniziale}$	MSE_{finale}	Miglioramento [%]
Forza massima	[50 25]	4.55 E+04	2.61 E+04	42.52
Coordinata x	[50 40 20]	2.74	2.56	6.71
Coordinata z	[50 40 20]	28.66	23.53	18.03
Massa	[50 40]	0.053	0.042	20.75
Velocità	[20 15 10]	0.0021	0.0019	9.52

Tabella 7.7: Variazione dell'errore quadratico medio in seguito al processo di ottimizzazione.

Osservando i risultati del processo di ottimizzazione, riportati in Tabella 7.7, si può vedere in tutti i casi un miglioramento del valore dell'errore quadratico medio. Tale miglioramento risulta essere particolarmente marcato nel caso della stima della forza massima che si verifica durante l'impatto.

7.4 Risultati numerici

Si presentano ora i risultati numerici ricavati sia con la rete neurale semplice che con quella ottimizzata.

7.4.1 Ricostruzione del picco della forza di impatto

Si riportano innanzitutto (Tabella 7.8) i valori numerici dei risultati ottenuti per il problema della stima della massima forza che si sviluppa durante l'impatto. Nel complesso, l'utilizzo degli algoritmi genetici ha portato ad un leggero miglioramento dell'errore percentuale medio che passa dal 10.82 % al 10.28 %. In Figura 7.3 è presente invece una rappresentazione grafica del picco della forza stimato per gli otto impatti utilizzati per testare la rete.

E' stata calcolata anche la differenza percentuale fra la stima di tale parametro ottenuta attraverso la rete neurale semplice e quella ottimizzata; si può notare

Test	Picco Target [kN]	Picco ANN [kN]	Picco ANN+GA [kN]	Differenza [%]
1	1.33	1.41	1.37	-3.17
2	2.86	2.81	2.90	-0.05
3	1.15	1.37	1.31	-5.26
4	1.84	1.93	1.96	1.96
5	1.74	1.65	1.60	2.76
6	1.52	1.30	1.22	5.1
7	1.45	1.33	1.38	-2.95
8	2.04	2.59	2.54	-2.65

Tabella 7.8: Valori del picco della forza ottenuti.

che non sempre gli algoritmi genetici hanno portato ad un miglioramento del risultato; questo è particolarmente evidente nel caso del test numero 6 in cui si ha una differenza nell'errore commesso di poco superiore al 5 %.

7.4.2 Stima della posizione di impatto

Per quanto riguarda la stima della posizione di impatto si riporta il grafico (Figura 7.4) contenente sia la posizione reale degli impatti sul pannello irrigidito sia quella calcolata attraverso il modello numerico. Si mostra inoltre l'errore commesso in tale valutazione (Figura 7.5).

I valori contenuti nei vari grafici sono invece riassunti nelle Tabella 7.9 e 7.10. Come descritto per la ricostruzione del picco della forza, anche per la determinazione della posizione l'utilizzo degli algoritmi genetici ha prodotto un lieve miglioramento globale rispetto ai risultati ottenuti in precedenza con la rete neurale. La distanza media fra le coordinate di impatto reali e quelle stimate è passata infatti da 9.4 mm a 8.9 mm. In un caso in particolare l'uso del codice di ottimizzazione ha prodotto un peggioramento del valore ottenuto in precedenza mediante la rete semplice in quanto la distanza è aumentata di 1.4 mm.

Tuttavia, le distanze fra i punti di impatto teorici e quelli determinati attraverso la rete neurale sono molto buone in quanto il valore medio calcolato risulta essere pari a circa 8.4 mm. Bisogna tener presente infatti che il proiettile che

7.4 Risultati numerici

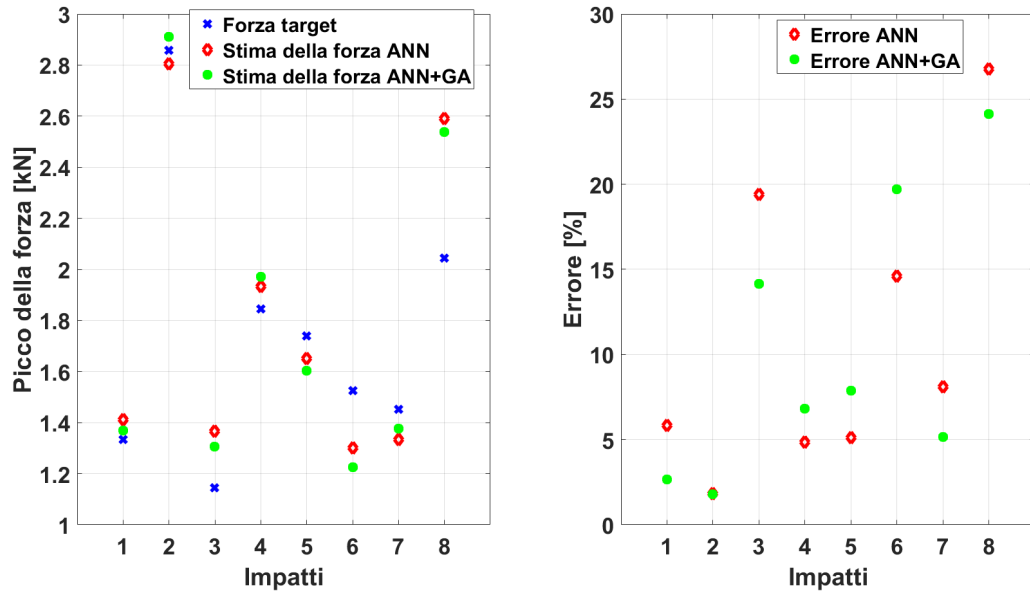


Figura 7.3: Risultati della ricostruzione del picco della forza ed errore percentuale commesso.

Test	x Target [mm]	x ANN [mm]	x ANN+GA [mm]	z Target [mm]	z ANN [mm]	z ANN+GA [mm]
1	105	108.3	108.0	130	136.0	137.1
2	195	201.9	201.9	320	329.8	331.4
3	150	154.4	154.0	105	97.3	98.7
4	210	213.4	213.6	180	187.8	187.8
5	60	67.3	67.4	230	231.7	233.5
6	20	20.3	19.4	70	72.6	70.6
7	360	366.0	366.3	100	75.8	78.1
8	190	191.2	191.2	290	293.3	29.2

Tabella 7.9: Coordinate di impatto teoriche e ricavate attraverso la rete neurale semplice e ottimizzata.

urta contro la superficie del pannello è stato simulato attraverso una semisfera del diametro di 12.7 mm. Inoltre, dal momento che i valori delle masse coinvolte nel problema sono comparabili, l'impatto può essere considerato come quasi statico e quindi l'area di contatto che si viene a creare avrà una estensione comparabile con quella del proiettile. Tale fatto può generare una lieve incertezza

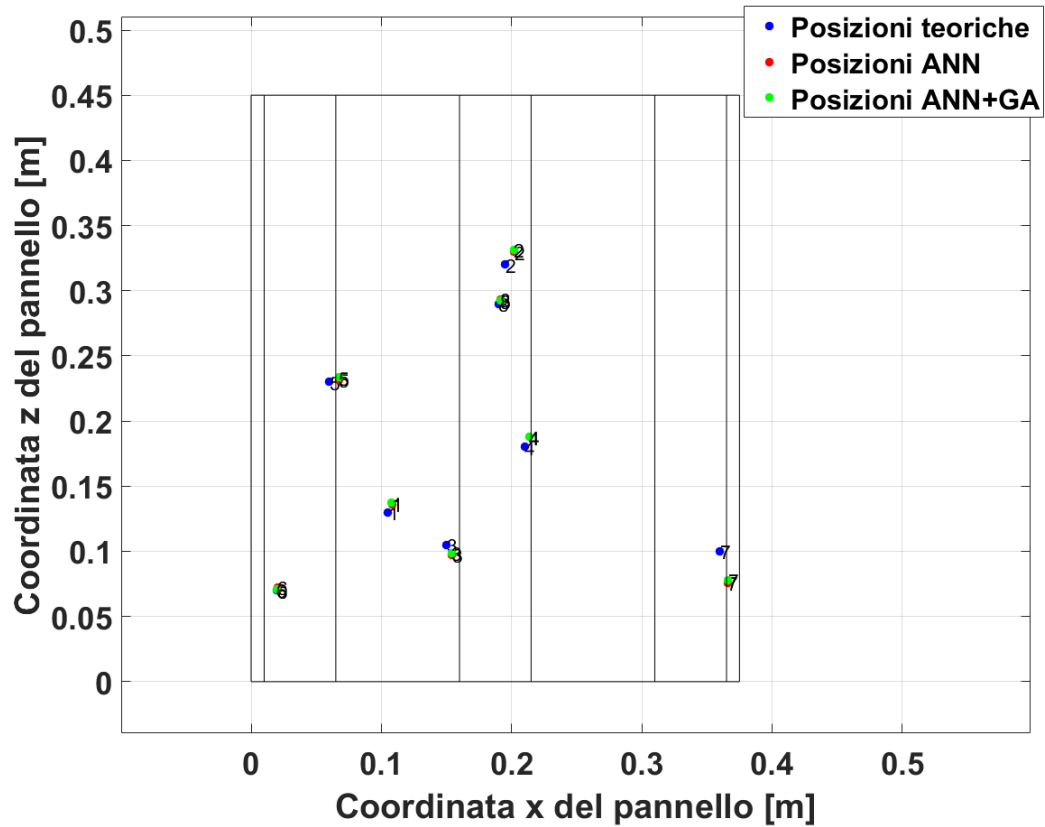


Figura 7.4: Confronto con la posizione di impatto teorica e quella ottenuta con la rete neurale.

Test	Distanza ANN [mm]	Distanza ANN+GA [mm]	Differenza [mm]
1	6.9	7.6	0.9
2	12.0	13.3	1.4
3	8.8	7.4	-1.4
4	8.5	8.5	0.1
5	7.4	8.1	0.7
6	2.5	0.8	-1.8
7	24.9	22.8	-2.2
8	3.6	2.7	-0.9

Tabella 7.10: Distanza dal punto di impatto teorico.

7.4 Risultati numerici

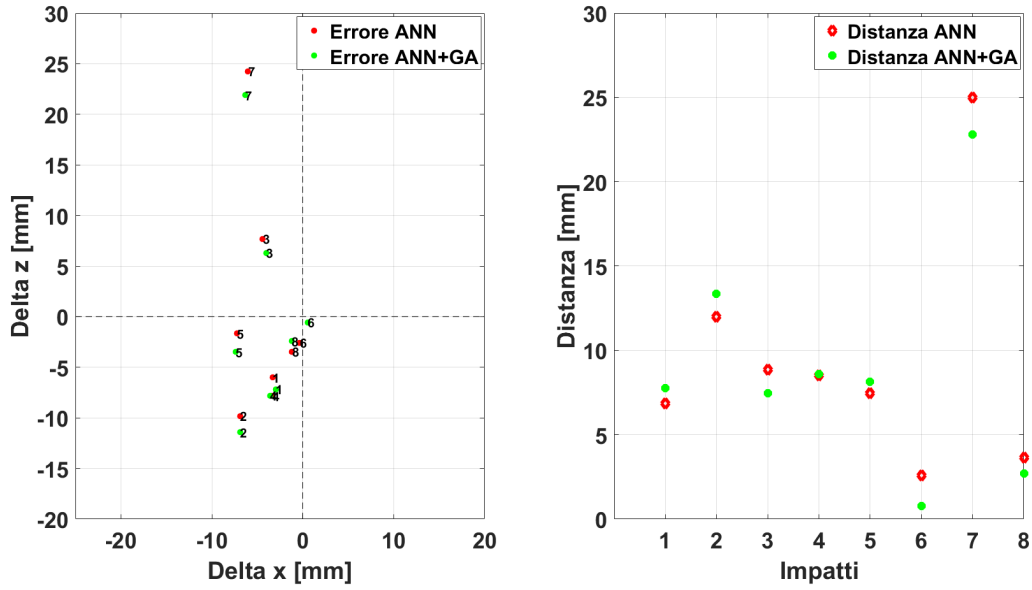


Figura 7.5: Errore commesso nella stima della posizione.

nella determinazione della corretta posizione in cui avviene l'impatto.

7.4.3 Stima della velocità del corpo impattante

Il processo di ottimizzazione della rete neurale per la stima della velocità ha prodotto un leggero miglioramento dei risultati ottenuti, in quanto l'errore commesso è passato dal 9.74 % all' 8.94 %.

Test	v Target [m/s]	v ANN [m/s]	v ANN + GA [m/s]	Differenza [%]
1	-1.00	-1.0457	-1.0456	-0.01
2	-0.80	-0.886	-0.890	0.73
3	-0.70	-0.644	-0.635	1.37
4	-0.95	-0.984	-0.983	-0.11
5	-0.75	-0.770	-0.769	-0.18
6	-0.65	-0.75	-0.70	-7.79
7	-0.90	-1.030	-1.026	-0.41
8	-0.61	-0.7242	-0.7244	0.04

Tabella 7.11: Velocità di impatto e corrispondenti valori stimati.

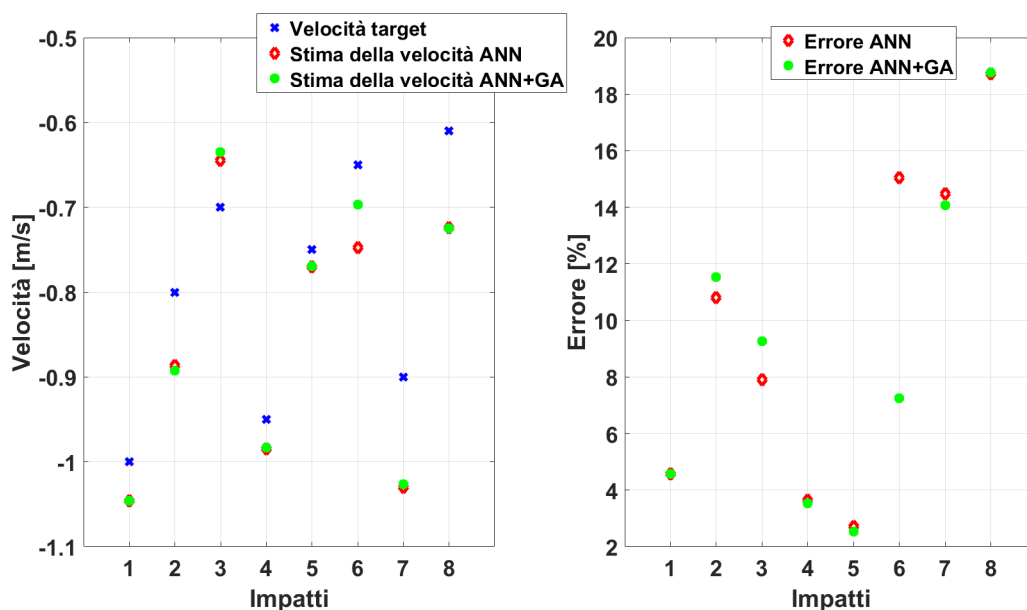


Figura 7.6: Stime della velocità di impatto con rete neurale e rispettivi errori percentuali.

In Figura 7.6 sono riportati, in forma grafica, le velocità di impatto per le otto simulazioni utilizzate per testare la qualità della rete neurale semplice e ottimizzata. I valori numerici sono invece disponibili in Tabella 7.11.

Come per il caso della ricostruzione del picco della forza, alcuni dei risultati ottenuti per la rete neurale ottimizzata attraverso gli algoritmi genetici sono risultati peggiori di quelli precedenti. Tuttavia, al contrario di quanto osservato in precedenza, si può osservare che in generale le differenze non sono così evidenti. L'unico miglioramento rilevante della stima ottenuta attraverso la rete neurale, è dato dal test numero 6 in cui l'errore percentuale è diminuito del 7.79 %.

7.4.4 Stima della massa del corpo impattante

Contrariamente a quanto è avvenuto per i risultati riguardanti le grandezze presentate in precedenza, l'utilizzo degli algoritmi genetici non ha portato a una diminuzione dell'errore percentuale medio; questo è infatti passato dal 7.83 % all' 8.17 % per la rete neurale ottimizzata.

7.4 Risultati numerici

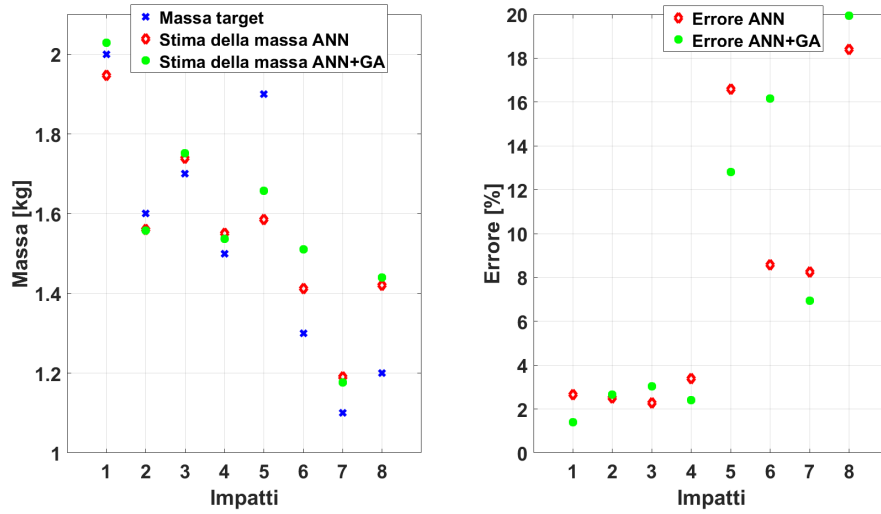


Figura 7.7: Stime della massa impattante con rete neurale e rispettivi errori percentuali.

Test	M Target [kg]	M ANN [kg]	M ANN + GA [kg]	Differenza [%]
1	2.0	1.95	2.03	-1.25
2	1.6	1.560	1.558	0.13
3	1.7	1.74	1.75	0.75
4	1.5	1.55	1.53	-0.97
5	1.9	1.58	1.66	-3.78
6	1.3	1.41	1.51	7.58
7	1.1	1.19	1.18	-1.30
8	1.2	1.42	1.44	1.54

Tabella 7.12: Massa di impatto teorica e corrispettivi valori stimati.

Osservando la Figura 7.7 si nota come questo fatto sia dovuto principalmente al risultato ottenuto nel test numero 6 in cui l'errore è praticamente raddoppiato. Al contrario però, nel test numero 5 si assiste ad un miglioramento della stima effettuata di quasi il 4 %.

7.5 Discussione dei risultati

Analizzando i risultati esposti nel paragrafo precedente si può osservare che le stime ottenute sono molto buone, specialmente per quanto riguarda quelle ricavate con la rete neurale.

Considerando per cominciare il problema della ricostruzione del picco della forza, si è ottenuto un errore percentuale medio pari al 10.82 %, su un totale di otto impatti utilizzati per testare le performance della rete. In tre di questi casi in particolare, l'errore commesso è minore o uguale del 5 % rispetto al valore ricavato attraverso il modello FEM. Per questi test (numero 2, 4 e 5) la differenza risulta essere pari a 52 N, 90 N e 89 N.

Confrontando i risultati ottenuti nel corso dello studio con quelli forniti dalla letteratura, emerge che l'errore percentuale commesso è in accordo con quello ottenuto da Ghajari [45]; cioè inferiore al 10 % se si considerano solamente Large Mass Impacts. Le nostre stime migliorano molto quelle ottenute in precedenza sempre da Ghajari (26 %) [46] e da Staszewski (28 %) [47].

Per quanto riguarda invece le stime della posizione di impatto, si vede che queste approssimano bene quelle obiettivo; l'errore medio commesso, espresso come distanza fra il punto di contatto ricavato tramite la rete neurale artificiale e quello reale, è infatti pari a 9.4 mm. Tale distanza media risulta essere minore del diametro del corpo che impatta la superficie del pannello. In due casi in particolare (test numero 6 e 8) l'errore risulta essere pari rispettivamente a 2.5 mm e 3.6 mm.

Comparando i risultati ottenuti per la stima della posizione con quelli presenti in letteratura, si assiste ad un miglioramento delle stime ottenute da Haywood [48]; l'errore medio nella direzione x e z risulta essere rispettivamente di 26 mm e 15 mm rispettivamente, contro i 4 mm e 6 mm ottenuti per questo studio. Se si considera invece il lavoro di Ghajari [46] vi è incremento dell'accuratezza solamente nella stima di x ; nel suo lavoro il valore del *Root Mean Squared Error* (*RMSE*) risulta essere pari a ± 8.1 mm contro i ± 5.1 mm da noi ottenuti. Per quanto riguarda la coordinata z , si assiste nel nostro studio invece ad una leggera diminuzione dell'accuratezza (*RMSE* pari a ± 7.5 mm contro i ± 10.3 mm).

7.5 Discussione dei risultati

Nel corso della studio si è inoltre affrontato il problema della ricostruzione della massa del corpo che urta il pannello e della sua velocità. Dal momento che tale operazione non è ancora stata riportata in letteratura, non è stato possibile confrontare i risultati ottenuti con quelli altrui.

Sono state realizzate altre due reti neurali artificiali ed entrambe hanno fornito risultati soddisfacenti. L'errore medio commesso sugli otto impatti realizzati come test sono infatti pari al 9.74 % per la stima della velocità, e al 7.83 % per quella della massa. Nello specifico, per quanto riguarda la velocità, in tre test (numero 1, 4 e 5) il risultato ottenuto è particolarmente buono; la differenza fra la velocità target e quella stimata è rispettivamente di 0.05 m/s, 0.03 m/s e 0.02 m/s. Nella stima della massa invece, quattro test hanno presentato un errore inferiore al 5 % (test numero 1, 2, 3 e 4); per questi casi, la differenza fra il valore della massa target e quello ottenuto attraverso l'algoritmo numerico risulta essere pari rispettivamente a 0.05 kg, 0.04 kg, 0.039 kg e 0.05 kg.

Per quanto riguarda invece l'utilizzo degli algoritmi genetici per l'ottimizzazione delle connessioni delle varie reti neurali precedentemente realizzate, si è assistito ad una diminuzione dell'errore quadratico medio (*MSE*) della rete artificiale. A tale miglioramento però non è conseguito un effettivo incremento dell'accuratezza dei risultati ottenuti; infatti, sebbene i valori delle percentuali relative agli errori medi commessi siano nel complesso leggermente diminuiti, in alcuni casi la stima ottenuta è risultata essere peggiore di quella realizzata con la rete neurale semplice.

Gli algoritmi genetici sono infatti un codice di ottimizzazione globale ma questo non assicura che localmente le performance migliorino sempre. Di conseguenza, una piccola variazione dei valori dei pesi e dei bias che rappresentano le connessioni delle reti neurali può comportare un aumento dell'errore commesso. Le reti neurali sono inoltre loro stesse codici di ottimizzazione, solo che vi è la possibilità che il loro processo di convergenza termini a causa della presenza di un minimo locale del parametro utilizzato per valutarne le performance (*MSE*). Il fatto quindi di aver realizzato venti reti per ogni architettura provata e di aver scelto poi quella che meglio riproduceva il problema, può aver limitato gli effetti degli algoritmi genetici.

Capitolo 8

Conclusioni

L'incremento nell'utilizzo dei materiali compositi in campo aerospaziale ha permesso di conseguire diversi vantaggi, fra i quali una diminuzione del peso e una riduzione dei costi di lavorazione e di manutenzione. Di contro, tuttavia, questa classe di materiali è particolarmente suscettibile ai difetti presenti al suo interno, in particolare a quelli causati dagli impatti. Essi infatti possono produrre danni negli strati più interni del materiale che risultano difficilmente visibili a occhio nudo. Il mancato rilevamento di questi fenomeni può avere effetti catastrofici sulla struttura danneggiata.

Per questo motivo risulta fondamentale sviluppare un programma di monitoraggio strutturale, in grado di rilevare prontamente l'insorgere di danni all'interno del materiale al fine di garantire la sicurezza del sistema per tutta la sua vita operativa. A tale proposito il monitoraggio passivo risulta essere particolarmente funzionale al problema in quanto consente di caratterizzare i fenomeni perturbativi che agiscono su una struttura, in questo caso gli impatti, misurando gli effetti che questi producono attraverso un set di sensori.

L'obiettivo di questo lavoro di tesi è quindi quello di sviluppare un algoritmo in grado di identificare un impatto su un pannello irrigidito realizzato in materiale composito. Per caratterizzare in maniera completa un impatto è necessario determinare una serie di parametri, tra i quali il valore della massima forza che si sviluppa durante l'urto, le coordinate della posizione in cui avviene il contatto, la massa e la velocità del corpo impattante. Di questi, quello

più importante risulta essere il picco della forza di impatto che è uno dei parametri chiave che governano il fenomeno dell'insorgere del danno all'interno del materiale.

Dal momento che nel problema sono presenti fenomeni che presentano elevate non linearità, i metodi tradizionali basati, ad esempio, sulla soluzione dell'integrale di convoluzione non sono appropriati. Per questo motivo sono state considerate le reti neurali artificiali ovvero degli algoritmi numerici il cui scopo è quello di riprodurre il comportamento del sistema nervoso umano. Questa scelta è dovuta al fatto che tale organo del nostro corpo possiede alcune peculiarità, tra le quali la capacità di apprendimento e la capacità di trovare relazioni fra fenomeni in apparenza non correlati. Inoltre sono stati utilizzati gli algoritmi genetici per l'ottimizzazione della rete neurale realizzata in precedenza in modo da cercare di migliorare la sua capacità di predizione. Questi, sono codici numerici creati per replicare i meccanismi di selezione naturale in base ai quali gli individui che sopravvivono sono quelli che meglio si adattano ad un particolare problema.

Sono state realizzate otto simulazioni di impatti in diverse posizioni del pannello, caratterizzate dall'aver differenti valori di massa e velocità, in modo tale da testare le performance delle varie reti. Per tutti i parametri ricercati, le stime ottenute sono molto buone e questo conferma la qualità dell'utilizzo delle reti neurali come algoritmi di caratterizzazione di un impatto. Nel dettaglio, l'errore medio commesso nella ricostruzione del picco della forza risulta essere del 10.82 % (pari a circa 177 N); per quanto riguarda invece la posizione, la distanza media fra il punto di impatto reale e quello stimato è pari a 9.3 mm. Anche i risultati ottenuti per la massa del corpo impattante e per la sua velocità presentano un errore medio rispettivamente di 7.83 % e 9.74 % (circa 0.12 kg e 0.07 m/s).

Il processo di ottimizzazione delle connessioni della rete neurale mediante gli algoritmi genetici non ha invece prodotto i risultati sperati. Sebbene il *Mean Squared Error* della rete, la cui funzione è stata utilizzata come funzione di fitness, sia migliorato, per alcuni dei test di verifica del modello l'errore commesso risulta aumentato. Gli algoritmi genetici sono infatti un codice di ottimizzazione globale ma questo non assicura che localmente le performance migliorino

sempre. Di conseguenza, una piccola variazione dei valori dei pesi e dei bias che rappresentano le connessioni delle reti neurali, può comportare un aumento dell'errore commesso.

Lo studio svolto inoltre fornisce alcuni spunti per quanto riguarda gli sviluppi futuri. Per prima cosa sarebbe opportuno realizzare un numero maggiore di impatti, in particolare nelle zone che rappresentano i punti di discontinuità delle proprietà meccaniche (ad esempio in corrispondenza del bordo degli irrigidimenti), così come nei dintorni dei bordi del pannello. Inoltre sarebbe necessario variare maggiormente la massa e la velocità di impatto in modo da considerare una quantità maggiore di risposte differenti della struttura. Così facendo sarebbe possibile allenare la rete neurale artificiale in maniera più completa, migliorando di conseguenza le sue performance.

Nel corso dello studio inoltre, sono state considerate solamente non linearità legate alla geometria della struttura studiata, dal momento che per il composito è stato ipotizzato un comportamento linearmente elastico. Sarebbe quindi interessante considerare all'interno del problema anche le non linearità causate dal materiale utilizzato.

Per concludere sarebbe importante condurre una serie di test sperimentali su un pannello irrigidito realizzato in materiale composito, in maniera tale da verificare le reali capacità di predizione degli impatti da parte delle reti neurali artificiali.

Appendice A

Script per creare la rete neurale artificiale

Codice Matlab per la creazione del funzione relativa alla rete neurale. Il codice per prima cosa estrae i dati ricavati tramite i sensori per realizzare le matrici di input e di output necessarie all'allenamento della rete; in seguito invece si procede alla creazione vera e propria delle rete neurale artificiale.

```
1 %% ===== CREAZIONE MATRICE DI INPUT E OUTPUT =====
2 % Dati di Input e di Output per la rete neurale per
   diverse configurazioni
3 % di sensori utilizzata .
4 % Parametri contenuti nella matrice di Input:
5 % – Ritardo dei sensori rispetto a un sensore di
   riferimento (sensore 2)
6 % – Valore dello spostamento massimo nella direzione 2
7 % Parametri della matrice di Output
8 % – Valore della forza di impatto massima
9
10 %% Scelta della configurazione dei sensori
11 % Numero di simulazioni utilizzate per allenare la rete
   neurale
12 N_simulazioni = 1521;
```

```

13
14 % Configurazione di sensori utilizzata
15 % 12 Sensori
16 Conf1 = [2 3 4 11 12 13 20 21 22 29 30 31];
17 Conf2 = [2 3 4 11 12 13 17 18 19 29 30 31];
18
19 SceltaConf = 2;
20
21 N_Sens = length(Conf1);
22 N_Inp = 2* N_Sens;
23
24 % Inizializzazione della matrice contenente i dati di
      Input per la rete
25 S12Up_U2_C2 = zeros(N_simulazioni,N_Inp);
26 U_Sens = zeros(1201,N_Sens);
27 Fmax_Out = zeros(N_simulazioni,1);
28 ii = 0;
29
30 % Estrazione dei parametri per la matrice di Input dai
      file di
31 % risultati di ABAQUS
32 for mm = 1:3 % Massa
33 for pp = 1:169 % Posizione
34 for vv = 1:3 % Velocita'
35 ii=ii+1;
36 % Matrice con tutti i dati del sensori (1201x30 per ogni
      simulazione realizzata)
37 U2_Up = importdata(['E:\Tesi_Magistrale\
      DatiSensori_Utili\Dati_Force_U2\sensors_u2_sopra_m',
      num2str(mm), '_p', num2str(pp), '_v', num2str(vv), '.rpt'
      ], ' ', 4);
38 % Vettore con gli istanti tempotali 1201x1
39 Time = (U2_Up.data(:,1));

```

```

40 for S = 1:length(Conf2)
41 U_Sens(:,S) = (U2_Up.data(:,Conf2(S)));
42 end
43
44 % Valori degli spostamenti massimi registrati da ogni
    sensore
45 for a = 1:N_Sens
46 k=1;
47 % u1 = U_Sens(:,a);
48 Umax = max(abs(U_Sens(:,a)));
49 S12Up_U2_C2(ii,N_Sens+a)= Umax;
50 end
51 dT = Time(3) - Time(2);
52 % Valori del tempo di ritardo dello spostamento
53 del_Step = finddelay(U_Sens(:,1),U_Sens);
54 del_time = del_Step *dT;
55 S12Up_U2_C2(ii,1:N_Sens) = del_time;
56
57 % Estrazione del vettore degli Output
58 Fdata = importdata(['E:\Tesi_Magistrale\
    DatiSensori_Utili\Dati_Force_U2\force_m', num2str(mm),
    '_p', num2str(pp), '_v', num2str(vv), '.rpt'], ' ', 3);
59 Fmax = max(Fdata.data(:,2));
60 Fmax_Out(ii) = Fmax;
61
62 end
63 end
64 end
65
66 disp('Fine creazione matrici di Input e Output per
    allenamento rete neurale')
67 %}
68

```

```

69 % ===== ALLENAMENTO RETE NEURALE =====
70 % Script per realizzare le diverse funzioni che
    rappresentano le reti
71 % neurali
72 % Input:
73 % - Matrici contenente i parametri di input (dati dei
    sensori) e i
74 % corrispettivi valori degli output (in questo caso i
    picchi della forza)
75 % Output:
76 % - Funzione contenente i valori dei pesi e dei bias
    cosi' come le function
77 % necessarie al funzionamento del codice
78 for kk=1:1
79
80 x = S12Up_U2_C2';
81 t = Fmax_Out';
82
83 % Choose a Training Function
84 % For a list of all training functions type: help
    nntrain
85 % 'trainlm' is usually fastest.
86 % 'trainbr' takes longer but may be better for
    challenging problems.
87 % 'trainscg' uses less memory. Suitable in low memory
    situations.
88 trainFcn = 'trainlm'; % Levenberg-Marquardt
    backpropagation.
89
90 % Create a Fitting Network —> riga di comando per l'
    impostazione del numero di layer della rete (
    dimensione di "hiddenLayerSize") e il numero di
    neuroni che lo compongono (valori del vettore)

```

```

91 hiddenLayerSize = [50 25];
92 net = fitnet(hiddenLayerSize, trainFcn);
93
94 % Choose Input and Output Pre/Post-Processing Functions
95 % For a list of all processing functions type: help
    nnprocess
96 net.input.processFcns = {'removeconstantrows', 'mapminmax',
    'mapstd'};
97 net.output.processFcns = {'removeconstantrows', '
    mapminmax', 'mapstd'};
98
99 % Setup Division of Data for Training, Validation,
    Testing
100 % For a list of all data division functions type: help
    nndivide
101 net.divideFcn = 'dividerand'; % Divide data randomly
102 net.divideMode = 'sample'; % Divide up every sample
103 net.divideParam.trainRatio = 94/100;
104 net.divideParam.valRatio = 3/100;
105 net.divideParam.testRatio = 3/100;
106
107 % Choose a Performance Function
108 % For a list of all performance functions type: help
    nnperformance
109 net.performFcn = 'mse'; % Mean Squared Error
110
111 % Choose Plot Functions
112 % For a list of all plot functions type: help nnplot
113 net.plotFcns = {'plotperform', 'plottrainstate', '
    ploterrhist', ...
114 'plotregression', 'plotfit'};
115
116 % Train the Network

```

```

117 [net, tr] = train(net, x, t);
118
119 % Test the Network
120 y = net(x);
121 e = gsubtract(t, y);
122 performance = perform(net, t, y)
123
124 % Recalculate Training, Validation and Test Performance
125 trainTargets = t .* tr.trainMask{1};
126 valTargets = t .* tr.valMask{1};
127 testTargets = t .* tr.testMask{1};
128 trainPerformance = perform(net, trainTargets, y)
129 valPerformance = perform(net, valTargets, y)
130 testPerformance = perform(net, testTargets, y)
131
132 % View the Network
133 view(net)
134
135 % Plots
136 % Uncomment these lines to enable various plots.
137 %figure, plotperform(tr)
138 %figure, plottrainstate(tr)
139 %figure, ploterrhist(e)
140 %figure, plotregression(t, y)
141 %figure, plotfit(net, x, t)
142
143 % Deployment
144 % Change the (false) values to (true) to enable the
    following code blocks.
145 % See the help for each generation function for more
    information.
146 if (false)

```

```

147 % Generate MATLAB function for neural network for
      application
148 % deployment in MATLAB scripts or with MATLAB Compiler
      and Builder
149 % tools , or simply to examine the calculations your
      trained neural
150 % network performs .
151 genFunction(net , 'myNeuralNetworkFunction ');
152 y = myNeuralNetworkFunction(x);
153 end
154 % Creazione della function vera e propria . Il nome e '
      fittizio e verra '
155 % cambiato in seguito in maniera ricorsiva
156 if (true)
157 % Generate a matrix-only MATLAB function for neural
      network code
158 % generation with MATLAB Coder tools .
159 genFunction(net , 'provaa ' , 'MatrixOnly ' , 'yes ');
160 y = provaa(x);
161
162 end
163
164 if (false)
165 % Generate a Simulink diagram for simulation or
      deployment with .
166 % Simulink Coder tools .
167 gensim(net);
168 end
169
170 % Script per spostare il file appena creato nella
      cartella dell' algoritmo genetico e per modificare in
      maniera automatica la function per denominarla in
      maniera corretta e aggiungere le righe necessarie

```

```

171 fin = fopen(['E:\Tesi_Magistrale\DatiSensori_Utili\1-
        Forza\Ann\provaa.m']);
172 new_Ann = ['E:\Tesi_Magistrale\DatiSensori_Utili\1-Forza
        \Ann\prova', num2str(kk), '.m'];
173 fout = fopen(new_Ann, 'w');
174 while ~feof(fin)
175     s = fgetl(fin);
176     s = strrep(s, 'function [y1] = provaa(x1)', ['function [y1
        ] = AnnF5025_12Sup_C', num2str(SceltaConf), '_', num2str
        (kk), '(x1)']);
177     s = strrep(s, 'y1 = mapminmax_reverse(y1, y1_step1_gain,
        y1_step1_xoffset, y1_step1_ymin);', ['y1 =
        mapminmax_reverse(y1, y1_step1_gain, y1_step1_xoffset,
        y1_step1_ymin); save('weightAnnF_5025_12Sup_C',
        num2str(SceltaConf), '_', num2str(kk), '.mat', 'b1', '
        b2', 'b3', 'IW1_1', 'LW2_1', 'LW3_2')']);
178     fprintf(fout, '%s\n', s)
179 end
180 fclose(fin);
181 fclose(fout);
182 movefile(['E:\Tesi_Magistrale\DatiSensori_Utili\1-Forza\
        Ann\prova', num2str(kk), '.m'], ['E:\Tesi_Magistrale\
        DatiSensori_Utili\1-Forza\GA\Sensori12\
        AnnF5025_12Sup_C', num2str(SceltaConf), '_', num2str(kk)
        , '.m']);
183 FileName = ['AnnF_5025_12Sup_C', num2str(SceltaConf), '_',
        num2str(kk)];
184 disp(FileName)
185 end

```

Appendice B

Esempio rete neurale artificiale

Esempio di rete neurale artificiale per la ricostruzione del picco della forza. Nello specifico la rete è composta da due *Hidden Layer* composti rispettivamente da 50 e 25 neuroni.

Dal momento che le matrici dei pesi e dei bias che formano le connessioni della rete sono molto grandi, esse sono state semplificate per tenere una notazione compatta.

```
1 function [y1] = AnnF5025_12SUP_C2_14(x1)
2
3 % Generated by Neural Network Toolbox function
   genFunction, 19-Jun-2017 19:50:20.
4 % [y1] = AnnF5025_12SUP_C2_14(x1) takes these arguments:
5 %   x = 24xQ matrix, input #1
6 % and returns:
7 %   y = 1xQ matrix, output #1
8 % where Q is the number of samples.
9
10
11 % ===== NEURAL NETWORK CONSTANTS =====
12 % Vettori e matrici contenenti le costanti necessarie
   per le function successive
13 % Input 1
```

```
14 x1_step1_remove = 1;
15 x1_step1_keep = [2 ... 23 24];
16 x1_step2_xoffset = [-0.00165; ... 2.86745e-06];
17 x1_step2_gain = [559.44052; ... 4624.23140];
18 x1_step2_ymin = -1;
19 x1_step3_xoffset = [-0.07093; ... -0.91723];
20 x1_step3_gain = [6.55918; ... 5.68286];
21 x1_step3_ymean = 0;
22 % Valori dei pesi e dei bias che rappresentano le
    connessioni della rete neurale
23 % Layer 1
24 b1 = [2.260980; ... ;0.717518];
25 IW1_1 = [-0.1301041 ... -0.272867];
26 % Layer 2
27 b2 = [1.491619; ... 1.389221];
28 LW2_1 = [-0.058609 ... 0.338476];
29 % Layer 3
30 b3 = 0.872346;
31 LW3_2 = [0.198999 ... -1.394259];
32 % Vettori e matrici contenenti le costanti necessarie
    per le function successive
33 % Output 1
34 y1_step2_ymean = 0;
35 y1_step2_gain = 2.71451325762732;
36 y1_step2_xoffset = -0.596691880043587;
37 y1_step1_ymin = -1;
38 y1_step1_gain = 0.00033137810009173;
39 y1_step1_xoffset = 558.637695;
40
41 % ===== SIMULATION =====
42 % Dimensions
43 Q = size(x1,2); % samples
44 % Input 1
```

```

45 xp1 = removeconstantrows_apply(x1,x1_step1_keep,
    x1_step1_remove);
46 xp1 = mapminmax_apply(xp1,x1_step2_gain,x1_step2_xoffset
    ,x1_step2_ymin);
47 xp1 = mapstd_apply(xp1,x1_step3_gain,x1_step3_xoffset,
    x1_step3_ymean);
48 % Layer 1
49 a1 = tansig_apply(repmat(b1,1,Q) + IW1_1*xp1);
50 % Layer 2
51 a2 = tansig_apply(repmat(b2,1,Q) + LW2_1*a1);
52 % Layer 3
53 a3 = repmat(b3,1,Q) + LW3_2*a2;
54 % Output 1
55 y1 = mapstd_reverse(a3,y1_step2_gain,y1_step2_xoffset,
    y1_step2_ymean);
56 y1 = mapminmax_reverse(y1,y1_step1_gain,y1_step1_xoffset
    ,y1_step1_ymin);
57 save('weightAnnF_5025_12SUp_C2_14.mat')
58 end
59
60 % ===== MODULE FUNCTIONS =====
61 % Map Minimum and Maximum Input Processing Function
62 function y = mapminmax_apply(x,settings_gain,
    settings_xoffset,settings_ymin)
63 y = bsxfun(@minus,x,settings_xoffset);
64 y = bsxfun(@times,y,settings_gain);
65 y = bsxfun(@plus,y,settings_ymin);
66 end
67 % Map Standard Deviation and Mean Input Processing
    Function
68 function y = mapstd_apply(x,settings_gain,
    settings_xoffset,settings_ymean)
69 y = bsxfun(@minus,x,settings_xoffset);

```

```
70 y = bsxfun(@times,y,settings_gain);
71 y = bsxfun(@plus,y,settings_ymean);
72 end
73 % Remove Constants Input Processing Function
74 function y = removeconstantrows_apply(x,settings_keep,
    settings_remove)
75 if isempty(settings_remove)
76 y = x;
77 else
78 y = x(settings_keep,:);
79 end
80 end
81 % Sigmoid Symmetric Transfer Function
82 function a = tansig_apply(n)
83 a = 2 ./ (1 + exp(-2*n)) - 1;
84 end
85 % Map Minimum and Maximum Output Reverse-Processing
    Function
86 function x = mapminmax_reverse(y,settings_gain,
    settings_xoffset,settings_ymin)
87 x = bsxfun(@minus,y,settings_ymin);
88 x = bsxfun(@rdivide,x,settings_gain);
89 x = bsxfun(@plus,x,settings_xoffset);
90 end
91 % Map Standard Deviation and Mean Output Reverse-
    Processing Function
92 function x = mapstd_reverse(y,settings_gain,
    settings_xoffset,settings_ymean)
93 x = bsxfun(@minus,y,settings_ymean);
94 x = bsxfun(@rdivide,x,settings_gain);
95 x = bsxfun(@plus,x,settings_xoffset);
96 end
```

Appendice C

Esempio di Algoritmo Genetico

Esempio di codice di ottimizzazione basato sugli algoritmi genetici. Lo script ha lo scopo di richiamare la funzione *ga* già presente all'interno di Matlab. Prima è necessario definire la funzione di fitness, *Ann_FitFunc_mse*, e le impostazioni per la convergenza del codice genetico.

```
1
2 %% ===== CODICE DI OTTIMIZZAZIONE =====
3 % Il codice serve a ottimizzare i valori dei pesi (
4   weight) e dei bias che formano le connessioni della
5   rete neurale.
6 % L'algoritmo di ottimizzazione è posto all'interno
7   dello script Matlab che rappresenta la funzione della
8   rete neurale.
9 %
10 % Parametri di Input:
11 % - Ritardo dei sensori rispetto a un sensore di
12   riferimento (sensore 2) [1521xN_sens];
13 % - Valore dello spostamento massimo nella direzione 2
14   [1521xN_sens];
15 % - Valori della massima forza di impatto ricavati con
16   le simulazioni FEM [1521x1];
17 % - Matrici dei pesi ricavati dalla rete neurale;
```

```

11 % – Vettori dei bias ricavati dalla rete neurale.
12 %
13 % Parametri di Output
14 % – Matrici dei pesi ottimizzati;
15 % – Vettori dei bias ottimizzati.
16
17 %% Caricamento dei file contenenti i dati dei sensori ,
      Input , (S12Up_U2_Conf2) e quella dei valori della
      forza , Output , (Fmax_Out).
18
19 load(['F:\Tesi_Magistrale\DatiSensori_Utili\1-Forza\Ann\
      Inp_Out_12S_C', num2str(sceltaConf), '.mat'], ['
      S12Up_U2_C', num2str(sceltaConf), '.mat'], 'Fmax_Out')
20 x =S12Up_U2_C2';
21 t = Fmax_Out';
22
23 %% Codice di ottimizzazione basato sugli algoritmi
      genetici (GA)
24
25 % ===== NEURAL NETWORK CONSTANTS =====
26 % Valori iniziali dei pesi e dei bias provenienti dalla
      rete neurale e del vettore che contiene tutti questi
      parametri (weight)
27 load(['weightAnnF_5025_12Sup_C', num2str(sceltaConf), '__',
      num2str(Opt_rete), '.mat'])
28
29 % Vettore che contiene tutti questi parametri (weight)
30 weight=[b1; IW1_1(:); b2; LW2_1(:); b3; LW3_2(:) ]';
31 n_b1=length(b1);
32 n_b2=length(b2);
33 n_b3 = length(b3);
34 n_IW1_1 = size(IW1_1);
35 n_LW2_1 = size(LW2_1);

```

```

36 n_LW3_2 = size(LW3_2);
37
38 % Definizione della Fitness Function basata sul Mean
    Square Error (MSE)
39 Fit_Func = @(weights) Ann_FitFunc_mse_C2_5025(weights, x
    , t, n_b1, n_b2, n_b3, n_IW1_1, n_LW2_1, n_LW3_2);
40
41 % Valutazione del MSE iniziale ricavato dalla rete
    neurale senza il codice di ottimizzazione dei pesi
42 mse_iniziale = Ann_MSE_iniziale_C2_5025(weight, x , t,
    n_b1, n_b2, n_b3, n_IW1_1, n_LW2_1, n_LW3_2);
43
44 Q = size(x,2);
45
46 % Funzione dei vincoli del problema
47 nonlincon = @(weighted) constraint_GA_5025(weight, n_b1,
    n_b2, n_b3, n_IW1_1, n_LW2_1, n_LW3_2, x, t);
48
49 % Numero massimo di operazioni ammissibile
50 Limit=1000;
51
52 % Definizione delle opzione per il codice genetico di
    ottimizzazione
53 optim_options=gaoptimset('Display','iter','UseParallel',
    true,'InitialPopulation',weight);%,'StallGenLimit
    ',10)%,'TimeLimit',900);
54
55 % Utilizzo di piu' processori in parallelo per
    velocizzare le operazioni
56 parpool
57
58 %% Avvio del codice genetico per l'ottimizzazione dei
    pesi e dei bias della rete neurale

```

```

59 [opt_weights , fval , exitflag , output , population , scores ] =
    ga (Fit_Func , length (weight) , [] , [] , [] , [] , - Limit , Limit ,
        nonlincon , optim_options );
60
61 delete (gcp)
62 % Calcolo del valore del MSE alla fine dell'
    ottimizzazione
63
64 mse_finale = Ann_FitFunc_mse_C2_5025 (opt_weights , x , t ,
    n_b1 , n_b2 , n_b3 , n_IW1_1 , n_LW2_1 , n_LW3_2 );
65
66 disp ([ mse_iniziale ; mse_finale ])
67 save ([ 'OptimF_5025_12Sup_C' , num2str (sceltaConf) , '_' ,
    num2str (Opt_rete) , '.mat' ])
68
69 % Ricostruzione delle matrici dei pesi e dei vettori dei
    bias a partire dai valori provenienti dall'
    ottimizzazione
70
71 L1 = n_b1+n_IW1_1(1)*n_IW1_1(2) ;
72 L2 = L1+n_b2+n_LW2_1(1)*n_LW2_1(2) ;
73 L3 = L2+n_b3+n_LW3_2(1)*n_LW3_2(2) ;
74
75 % Layer 1
76 b1 = opt_weights (1 , 1:n_b1) ' ;
77 IW1_1 = reshape (opt_weights ((n_b1+1):L1) , n_IW1_1(1) ,
    n_IW1_1(2)) ;
78 % Layer 2
79 b2 = opt_weights (L1+1:(L1+n_b2)) ' ;
80 LW2_1 = reshape (opt_weights ((L1+1+n_b2):L2) , n_LW2_1(1) ,
    n_LW2_1(2)) ;
81 % Layer 3
82 b3 = opt_weights (L2+1:(L2+n_b3)) ' ;

```

```

83 LW3_2 = reshape(opt_weights((L2+1+n_b3):L3),n_LW3_2(1),
    n_LW3_2(2));
84 save(['Opt_weightsF_5025_12Sup_C',num2str(sceltaConf),'_
    ',num2str(Opt_rete),'.mat'], 'b1', 'b2', 'b3', 'IW1_1', '
    LW2_1', 'LW3_2')
85
86 %% Ricostruzione della funzione rete neurale contenente
    i pesi ottimizzati
87
88 fin = fopen(['F:\Tesi_Magistrale\DatiSensori_Utili\1-
    Forza\GA\Sorgente_OptAnn_C',num2str(sceltaConf),'
    _5025.m']);
89 new_OptAnn = ['F:\Tesi_Magistrale\DatiSensori_Utili\1-
    Forza\GA\Opt_AnnF5025_12Sup_C',num2str(sceltaConf),'_
    ',num2str(Opt_rete),'.m'];
90 fout = fopen(new_OptAnn, 'w');
91 while ~feof(fin)
92 s = fgetl(fin);
93 s = strrep(s, 'function [y1] = Sorgente_OptAnn(x1)', ['
    function [y1] = Opt_AnnF5025_12Sup_C',num2str(
    sceltaConf), '_ ', num2str(Opt_rete), '(x1)']);
94 s = strrep(s, 'load([prova])', ['load(['
    Opt_weightsF_5025_12Sup_C',num2str(sceltaConf), '_ ',
    num2str(Opt_rete), '.mat'])']);
95 fprintf(fout, '%s\n', s);
96 end
97 fclose(fin);
98 fclose(fout);

```


Bibliografia

- [1] Kalpakjian, S., Schmidt, S.R., Tecnologia Meccanica, Seconda edizione italiana. Pearson, 2014
- [2] Miller, A.G., Lovell, D.T., Seferis, J.C., The evolution of an aerospace material: Influence of design, manufacturing and in-service performance. Composite Structures, 1994: 27(1-2): 193-206
- [3] Hellard, G., Composites in Airbus: A Long Story of Innovations and Experiences. Airbus, Global Investor Forum 2008: 6
- [4] <https://knowledge.autodesk.com/support/helius-composite/learn-explore/caas/simplecontent/content/composites-pin-board-composite-coordinate-systems.html>
- [5] Otani, L.B., Alves Pereira, A.H., Elastic Moduli characterization of composites using the Impulse Excitation Technique. ATCP Physical Engineering 2014; Technical Report: 1-36
- [6] Kaw, A.K., Mechanics of composite materials, Second Editions. CRC Press, 2005
- [7] Jollivet, T., Peyracb, C., Lefebvreb, F., Damage of composite materials. Procedia Engineering 2013; 66: 746–758
- [8] Cheremsinoff, N.P. (Ed.), Handbook of Ceramics and Composite. Volume 2 Mechanical Properties and Specialty Applications. Marcel Dekker, Inc. 1990

-
- [9] Orifici, A.C., Herszberg, I., Thomson, R.S., Review of methodologies for composite material modelling incorporate failure. *Composite Structures* 2008; 86(1): 194-210
- [10] Sultan, R., Guirguis, S., et al., Delamination detection of composite laminates using natural frequency vibration method. *Int. J. Mech. Eng. & Rob. Res.* 2012; 1(2): 286-296
- [11] Smith R.A., Composite defects and their detection. *Materials science and engineering* 2009; 3: 103-143
- [12] Apruzzese, P., Falzon, B.G., Numerical analysis of complex failure mechanisms in composite panels. 16th International Conference on Composite Materials, Kyoto, Japan. 2007 DATE
- [13] Megson, T.H.G., *Aircraft Structures for Engineering Students*, Fifth Edition. Oxford, Elsevier, 2012
- [14] Rivello, R.M., *Theory and Analysis of Flight Structures*. McGraw-Hill Book Company, 1969
- [15] Sarafin, T.,P., Larson, W.J., *Spacecraft Structures and Mechanisms from Concept to Launch*. Springer, 1995
- [16] Jain, H.K., Upadhyay, A., *Laminated Composite Stiffened Panels: Application and Behaviour*. Civil Engineering Conference Innovation Without Limit, NIT 2009: 89-96
- [17] Staszewski, W.J., Mahzan, S., Traynor, R., Health monitoring of aerospace composite structure - Active and passive approach. *Composite Science and Technology* 2009; 69(11): 1678-1685
- [18] Olsson, R., Closed form prediction of peak load and delamination onset under small mass impact. *Composite Structures* 2003; 59(3): 341-349
- [19] Olsson, R., Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2000; 31(8): 879-887

Bibliografia

- [20] Siliotto, M., Valutazione analitica delle aree di delaminazione in materiali compositi avanzati soggetti ad impatti a bassa velocità. Forlì: Alma Mater Studiorum - Università degli Studi di Bologna 2013; Tesi di laurea magistrale
- [21] Olsson, R., Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2001; 32(9): 1207–1215
- [22] Beks, F.A., Examination of impact response and damage of composite laminates. FFA TN, The Aeron Res Inst of Sweden 1996; 29: 37-8
- [23] Greenhalgh, E., Meeks, C., et al., The effect of defects on the performance of post-buckled CFRP stringer-stiffened panels. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2003; 34(7): 623-633
- [24] Mikulik, Z, Haase, P., Composite Damage Metrics and Inspection. Final Report. EASA.2010.C13
- [25] Seydel, R., Chang, F.K., Impact identification of stiffened composite panels: I. System development. *Smart Materials and Structures* 2001; 10(2): 354-369
- [26] Wiggenraad, J.F.M., Vercammen, R.W.A, Arendsen, P., et al., Design optimization of stiffened composite panels for damage resistance. Report NLR-TP-2000-023, National Aerospace Laboratory NLR, Jan. 2000
- [27] Staszewski, W.J., Boller, C., Tomlinson, G.R., Health Monitoring of Aerospace Structures. *Smart Sensor Technologies and Signal Processing*. John Wiley & Sons Ltd 2004
- [28] Inoue, H., Harrigan, J.J., Reid, S.R., Review of inverse analysis for indirect measurement of impact force. *Applied Mechanics Reviews* 2001; 54(6): 503-524
- [29] Viscardi, M., Napolitano, P., ANN based Approach to the Structural Health Monitoring of a Traction Equipment. *Recent Advances in Electrical Engineering* 2014; 40: 189-198

-
- [30] Chambers, L.D. (Ed.), The Practical Handbook of Genetic Algorithms. Applications. Second Edition. Chapman & Hall/CRC press. 2001
- [31] Faggiani, A., Falzon, B. G., Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing 2010; 41(6): 737-749.
- [32] Greenhalgh E., Meeks C., et al. The effect of defects on the performance of post-buckled CFRP stringer-stiffened panels. Composites Part A, 2003; 34(7) :623–633.
- [33] SIMULIA. ABAQUS 2016 Analysis User's Guide. Dassault Systèmes, 2015
- [34] SIMULIA. ABAQUS 2016/CAE User's Guide. Dassault Systèmes, 2015
- [35] Sharif-Khodaei, Z., Ghajari, M., Aliabadi, M.H., Determination of impact location on composite stiffened panels. Smart Materials and Structures 2012; 21(10): 105026
- [36] <http://www.tohotenax.com/products/tenax%20ae-carbon-fiber/tenax%20ae-filament-yarn/>
- [37] http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_6376_eu_DataSheet.pdf
- [38] https://www.cytec.com/sites/default/files/datasheets/FM_300-2_092711.pdf
- [39] Johnson, W. Steven, and S. Mall. A fracture mechanics approach for designing adhesively bonded joints. Delamination and debonding of materials. ASTM International, 1985.
- [40] Apruzzese P., Numerical analysis of instabilities and failure in composite structures. PhD thesis: Imperial College London; 2009
- [41] Thiene, M., Ghajari, M., et al. Effects of the transfer function evaluation on the impact force reconstruction with application to composite panels. Composite Structures 2014; 114: 1-9.

- [42] Beale, M., Demuth, H., Neural Network Toolbox User's Guide. The MathWorks, Inc. 2002
- [43] Huang, H.X., Li, J.C., Xiao, C.L., A proposed iteration optimization approach integrating back-propagation neural network with genetic algorithm. *Expert Systems with Applications* 2015; 42(1): 146-155.
- [44] Chipperfield A., Fleming P., Pohlheim H., et al., Genetic Algorithm TOOLBOX For Use with MATLAB[®]. User's Guide (version 1.2). University of Sheffield, Department of AUTOMATIC CONTROL and SYSTEMS ENGINEERING: 1994
- [45] Ghajari, M., Sharif-Khodaei, Z., Aliabadi, M.H., et al., Identification of impact force for smart composite stiffened panels. *Smart Materials and Structures* 2013; 22(8): 085014 (1-13)
- [46] Ghajari, M., Sharif-Khodaei, Z., Aliabadi, M.H., Impact detection using artificial neural networks. *Key Engineering Materials* 2012; 488: 767-770
- [47] Staszewski, W.J., Worden, K., Wardle, R., et al., Fail-safe sensor distributions for impact detection in composite materials. *Smart Materials and Structures* 2000; 9(3): 298-303
- [48] Haywood, J., Coverley, P.T., Staszewski, W.J., et al., An automatic impact monitor for a composite panel employing smart sensor technology. *Smart Materials and Structures* 2004; 14(1): 265-271