



**Università degli Studi di Napoli “Federico II”**

**DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE  
SEZIONE AEROSPAZIALE**

Ph.D. in Ingegneria Aerospaziale, Navale e della Qualità

**Sviluppo di architetture di sensori, metodologie ed algoritmi di un  
Sistema di Structural Health Monitoring per l'identificazione del  
danno in strutture aerospaziali in composito**

Coordinatore:

**Prof. Luigi De Luca**

Tutori:

**Prof. Fabrizio Ricci**

**Prof. Leonardo Lecce**

**Prof. Claudio Pensa**

Candidato:

**Ing. Marco Di Palma**

*Marzo 2015*

## INDICE

<b>1.</b>	<b>INTRODUZIONE .....</b>	<b>3</b>
<b>2.</b>	<b>ONDE DI LAMB.....</b>	<b>7</b>
2.1.	CURVE DI DISPERSIONE .....	11
2.2.	CURVE DI TUNING.....	12
<b>3.</b>	<b>SCELTA DEL SEGNALE ATTUATORE .....</b>	<b>14</b>
3.1.	TEMPO DI VOLO (TIME OF FLIGHT TOF) .....	16
3.2.	FREQUENZA CENTRALE.....	18
3.3.	AMPIEZZA.....	18
<b>4.</b>	<b>SCELTA DEI TRASDUTTORI.....</b>	<b>19</b>
4.1.	PIC 255 .....	20
4.2.	DURAACT™.....	20
4.3.	ANALISI DELLA POTENZA MECCANICA.....	21
4.4.	PROCEDURA DI INCOLLAGGIO.....	24
<b>5.</b>	<b>PROGETTAZIONE DEL SISTEMA HARDWARE.....</b>	<b>26</b>
5.1.	SISTEMA DI ACQUISIZIONE .....	26
5.2.	AMPLIFICATORE DI TENSIONE.....	26
5.3.	GENERATORE DI SEGNALI.....	27
5.4.	SALVATAGGIO DEI DATI.....	28
<b>6.</b>	<b>IMPATTI .....</b>	<b>30</b>
6.1.	INTRODUZIONE .....	30
6.2.	TIPI DI DIFETTI NEI MATERIALI COMPOSITI.....	30
6.3.	TIPI DI IMPATTO .....	32
6.4.	IMPATTO A BASSA VELOCITÀ .....	34
6.5.	SETUP SPERIMENTALE.....	37
6.6.	ANALISI DEGLI IMPATTI .....	38
<b>7.</b>	<b>ANALISI DEI SEGNALI .....</b>	<b>41</b>
7.1.	INDICE DI DANNO (DI).....	41
7.2.	INDICE DI DANNO STATISTICO .....	43

7.3.	SHORT TIME FOURIER TRANSFORM .....	44
7.4.	TECNICHE PITCH CATCH E PULSE ECHO .....	45
<b>8.</b>	<b>ALGORITMO PER L'IDENTIFICAZIONE DEL DANNO .....</b>	<b>47</b>
<b>9.</b>	<b>SVILUPPO DEL SOFTWARE IN AMBIENTE LABVIEW® .....</b>	<b>48</b>
9.1.	CALCOLO DELLE DISTANZE TRA I SENSORI.....	48
9.2.	ANALISI DEI SEGNALI MEDIANTE SHORT TIME FOURIER TRANSFORM .....	49
9.3.	ACQUISIZIONE DEI SEGNALI IN TEMPO REALE .....	50
9.4.	AQUISIZIONE DEI SEGNALI NON IN TEMPO REALE.....	53
9.5.	ANALISI DEI SEGNALI.....	55
<b>10.</b>	<b>PROVE SPERIMENTALI.....</b>	<b>56</b>
10.1.	TEST SU PANNELLI PIANI.....	56
10.1.1.	TEST SU PANNELLO PIANO IN FIBRA DI CARBONIO .....	56
10.1.2.	TEST SU UN PANNELLO PIANO IN FIBRA DI CARBONIO CON STRATO DI RAME .....	59
10.2.	TEST SU PANNELLI IRRIGIDITI .....	63
10.2.1.	PANNELLO IRRIGIDITO ALARE .....	63
10.2.2.	PANNELLO IRRIGIDITO RADICE ALARE.....	67
10.3.	TEST SU PANNELLO A SPESSORE VARIABILE.....	73
<b>11.</b>	<b>CONCLUSIONI .....</b>	<b>92</b>
<b>12.</b>	<b>BIBLIOGRAFIA .....</b>	<b>93</b>

## 1. INTRODUZIONE

L'utilizzo estensivo di materiali compositi in aeronautica ha determinato una completa revisione dei programmi e dei sistemi di manutenzione. Un aspetto molto importante è determinato dagli intervalli fra due manutenzioni successive che si sono notevolmente ampliati. Su un velivolo "metallico", l'80% delle ispezioni sono di natura visiva, ed ovviamente anche le più frequenti. Nel caso di materiali compositi molte ispezioni di tal genere non sono più efficaci nel determinare una condizione di danneggiamento, ad esempio per delaminazione causata da impatti a bassa velocità.

I materiali compositi sono soggetti a problemi differenti da quelli che si riscontrano nei materiali metallici. Rispetto a questi ultimi, essi subiscono danneggiamenti diversi come delaminazioni, debonding e micro cricche interne non visibili. Inoltre sono maggiormente soggetti ad imperfezioni legate alla manifattura.

Questi tipici problemi, hanno portato alla diffusione di un dimensionamento delle strutture in composito non in funzione degli stress a cui saranno soggette, ma degli eventi che potrebbero coinvolgerle.

In campo industriale ciò si traduce in un sovradimensionamento strutturale, che elimina tutti i vantaggi di leggerezza, robustezza e rigidità che un materiale composito può fornire.

I materiali compositi sono piuttosto sensibili ai danni da impatto e quindi vanno monitorati rispetto a questi ultimi. In particolare, si deve tener presente che una compressione "out-of-plane", può causare la rottura di questi materiali con carichi inferiori a quello limite, anche con pochi cicli di fatica.

In aeronautica le strutture subiscono sollecitazioni molto gravose e la necessità che queste siano anche leggere, fa sì che non siano progettate per resistere indefinitamente a queste sollecitazioni. Si ammette, anzi, che le stesse siano destinate ad avere una vita utile limitata nel tempo. Di conseguenza, l'esigenza di controlli non distruttivi (CND), che siano in grado di rilevare ogni possibile indizio di avaria e di seguirlo nel suo progredire, si è fatta sempre più grande.

La maggior parte di tali controlli non distruttivi, efficacemente utilizzati su leghe metalliche, non sono in realtà applicabili alle strutture in composito le quali sono sensibili a solventi organici, sono amagnetiche, hanno scarsa conducibilità elettrica e modesta radiopacità. Per tale motivo la tecnica CND più diffusa sui compositi è quella ultrasonica, affiancata da alcune di più recente diffusione come la termografia e l'analisi dell'impedenza meccanica.

Nel tempo, l'accrescimento dell'affidabilità dei controlli non distruttivi, ha permesso di cambiare i criteri di progettazione, passando dal "safe-life" al "damage-tolerance".

Agli albori dell'era industriale l'integrità strutturale è in genere garantita da un progetto basato sulla resistenza dei materiali ai carichi puramente statici, non conoscendo ancora il fenomeno della fatica. Il primo approccio progettuale che tiene conto dei carichi ciclici (quindi della fatica) è quello del "safe-life". Tale filosofia prevede fattori di sicurezza notevolmente elevati, con la struttura in grado di rimanere integra per la vita prevista in fase di progetto. A fine vita operativa il componente viene sostituito anche se non presenta danni visibili. Di conseguenza occorrono elevati spessori dei materiali con conseguente elevato peso, bassi valori di sollecitazione rispetto ai valori ultimi ed assenza di danneggiamento. Tale criterio, per quanto sicuro in linea teorica, può essere vanificato dall'insorgere di difetti accidentali, probabili sia durante la vita operativa che in fase di produzione, e non fornisce alcun piano di manutenzione strutturale. Per far fronte al problema dei danni accidentali è entrato successivamente in vigore il concetto di "fail-safe" con strutture aggiuntive che forniscono percorsi alternativi ai carichi in caso di cedimento dell'elemento critico. In tal caso il componente deve possedere una resistenza residua anche in caso di un cedimento parziale, al fine di garantire il successo della missione e l'atterraggio, con conseguente sostituzione del componente danneggiato. Si hanno così ridondanza di elementi strutturali oppure capacità di arresto di cricche. I coefficienti di sicurezza sono inferiori rispetto al caso safe-life e viene definito un piano di ispezione periodica.

Con il consolidamento delle tecniche di analisi della propagazione delle cricche, si è introdotto nel progetto strutturale il concetto di "damage tolerance" con il quale si accetta la nascita di un danno, ma si richiede che la resistenza residua sia tale da consentire la rivelazione del danno all'ispezione programmata più imminente, avendo così la possibilità di sostituire il componente o di attuare opportune azioni di manutenzione. I coefficienti di sicurezza sono dunque ancora più bassi e gli effetti della fatica e della corrosione sono tenuti sotto controllo mediante un opportuno piano di ispezione. Per quanto riguarda i materiali compositi avanzati, inizialmente l'attenzione si focalizza sugli effetti che le escursioni termiche, l'umidità e le delaminazioni hanno sulla resistenza. Solo in un secondo momento viene data importanza al danneggiamento da impatto a bassa velocità e, per rispondere ai requisiti di damage tolerance, si introduce il concetto di "no-growth". Oggi, le strutture primarie dei velivoli, progettate in materiale composito, devono essere conformi ai requisiti regolamentari riguardanti l'integrità strutturale, i quali assumono che nella stessa sia presente un difetto di fabbricazione o un danno dovuto ad un impatto a bassa velocità al di sotto della soglia di visibilità dell'occhio nudo, richiedendo perciò un maggior controllo di qualità nella fabbricazione e la scelta di adeguati intervalli di

ispezione per individuare quei danni che possano ridurre la resistenza del materiale al di sotto del carico ultimo. In caso di danno visibile il componente danneggiato viene riparato, mentre se il danno è difficilmente visibile si effettuano prove di “no-growth”. In particolare tale concetto richiede che il BVID (Barely Visible Impact Damage) non propaghi per almeno un ciclo vita del velivolo nei test a fatica, essendo in grado di sopportare anche i carichi statici ultimi, e che il VID (Visible Impact Damage) non propaghi in maniera critica per tre intervalli di ispezione.

Per rispondere al requisito di “no-growth”, sono necessari molti test, partendo dai provini standard, da cui si ricavano le tensioni ammissibili, fino ad arrivare al full scale test. Tale approccio sperimentale diventa oneroso in termini di tempo e di denaro se lo si vuole applicare a tutte le parti strutturali sollecitate in modo critico ed è per questo che si stanno sempre più studiando metodi analitici in grado di descrivere i fenomeni di propagazione del danno nei materiali compositi. Come già detto, gli impatti a bassa velocità rappresentano un tipo di danno che può ridurre significativamente la resistenza della struttura ed in particolare la resistenza a carichi di compressione (CSAI, Compression Strength After Impact). A causa della mancanza di modelli analitici affidabili capaci di predire l’evoluzione del danno, il “damage tolerance” richiede che le strutture aeronautiche realizzate in composito siano esenti da propagazione di difetti sotto i carichi e le condizioni ambientali previste nella vita operativa, per un periodo pari almeno ad un intervallo di ispezione.

La difficoltà nel definire una metodologia di calcolo e predizione del comportamento del danno, sta nella molteplicità dei modi di rottura e nell’alta sensibilità sia ai carichi fuori dal piano delle fibre che agli effetti ambientali. Tuttavia, conoscendo le leggi della meccanica della frattura, si può stabilire, con sufficiente approssimazione, il tempo occorrente perché l’avaria si sviluppi completamente e il minimo intervallo di tempo per eseguire le ispezioni periodiche, mediante opportuni CND.

Tutto quanto descritto finora ha spinto verso la progettazione di sistemi di monitoraggio strutturale integrati (SHM, Structural Health Monitoring) che consentano una costante e permanente azione di monitoraggio dell’integrità strutturale. Tali sistemi devono avere una vita operativa confrontabile o maggiore di quella della struttura sulla quale sono installati, essere riparabili, garantire la stessa capacità di rilevamento danni dei sistemi tradizionali, resistere alle lavorazioni e alle manipolazioni meccaniche, avere sistemi di autodiagnosi per rilevare l’eventuale presenza di malfunzionamenti.

Il monitoraggio mediante sistemi SHM, rappresenta una tecnologia emergente che può essere definita come il controllo continuo, autonomo, in tempo reale ed in servizio delle condizioni

fisiche di una struttura con minimo intervento dell'operatore, attraverso l'utilizzo di sensori inglobati (embedded) o applicati sulla struttura.

La sostituzione delle tecniche di ispezione manuali, con sistemi di monitoraggio strutturale SHM automatici, ridurrebbe sostanzialmente la manutenzione ed i relativi costi del ciclo di vita di queste strutture.

Gran parte della ricerca sul monitoraggio strutturale SHM è motivata dal fatto che la progettazione "damage tollerant" e "fail-safe" di strutture aeronautiche, aerospaziali e civili richiede una notevole quantità di ispezioni e di monitoraggi dei difetti ad intervalli regolari.

Un esauriente sistema di monitoraggio della salute strutturale (SHMS) può essere in grado di determinare variazioni di parametri strutturali critici a partire da una condizione di riferimento in assenza di danno, verificare l'integrità strutturale e suggerire strategie di manutenzione. L'utilizzo di un efficace SHMS può sostituire la manutenzione basata su uno specifico programma con la manutenzione basata sull'effettivo stato di salute della struttura, con conseguente significativa riduzione dei costi del ciclo-vita ed incremento del livello di sicurezza dei velivoli.

Nel tentativo di sviluppare un efficace sistema di monitoraggio strutturale per le strutture nuove così come per quelle già esistenti, due approcci generali sono attualmente in fase di studio. Uno è un approccio globale, che misura ed analizza le modifiche indotte dai danni nelle proprietà vibrazionali (frequenze modali e forme modali). L'altro è un approccio locale cui sono misurate e analizzate le modifiche nelle caratteristiche delle onde ultrasoniche che si propagano attraverso difetti esistenti o emergenti.

Le onde ultrasoniche, ed in particolare le onde di Lamb, sono uno strumento consolidato per prove NDE per la valutazione delle caratteristiche elastiche di materiali isotropi come l'alluminio. Ampio utilizzo di tali onde è stato fatto, sempre sui materiali isotropi, come strumento di SHM.

L'obiettivo della ricerca è stato:

- Analizzare sperimentalmente la propagazione di onde ultrasoniche guidate (onde di Lamb) in strutture aerospaziali in composito;
- Identificare un danno nelle suddette strutture;
- Definire una metodologia di monitoraggio dello stato di salute delle strutture (SHM) mediante controlli non distruttivi basati su onde di Lamb.

## 2. ONDE DI LAMB

La teoria delle onde di Lamb è stata originariamente sviluppata da Horace Lamb, che le scoprì nel 1916, per descrivere le caratteristiche di onde propaganti in piastre sottili, piane o curve, aventi spessore dell'ordine di grandezza della lunghezza dell'onda guidata. Queste onde, restando vincolate all'interno dello spessore, presentano il vantaggio di riuscire a propagarsi su lunghe distanze con ridotta attenuazione [1].

Le onde di Lamb sono generate dalla sovrapposizione di onde longitudinali (Fig. 2-1) e trasversali (Fig. 2-2), con un numero infinito di modi sia simmetrici che antisimmetrici. I modi simmetrici sono anche chiamati modi longitudinali perché lo spostamento medio nello spessore della piastra è nella direzione longitudinale, che corrisponde a quella in cui l'onda propaga. I modi antisimmetrici mostrano uno spostamento medio in direzione trasversale, cioè ortogonale a quella di propagazione dell'onda, ed è per questo motivo che sono anche chiamati modi flessionali.

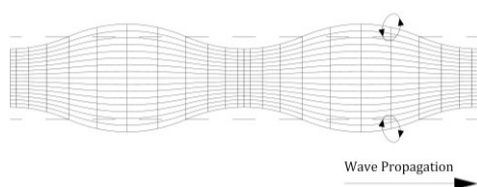


Fig. 2-1: Onde longitudinali

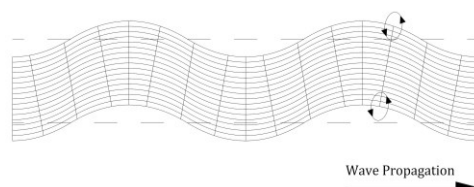


Fig. 2-2: Onde trasversali

Le equazioni delle onde di base sono:

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\omega^2}{c_L^2} \phi = 0 \quad 2-1$$

$$\frac{\partial^2 \Psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Psi}{\partial y^2} + \frac{\omega^2}{c_T^2} \Psi = 0 \quad 2-2$$

dove  $\phi$  e  $\Psi$  sono due funzioni potenziale, e  $c_L$  e  $c_T$  sono le velocità d'onda longitudinale (di pressione) e trasversale (di taglio) nel materiale, definite come:

$$c_L = \sqrt{\frac{\lambda + 2\mu}{\rho}} \quad 2-3$$

$$c_T = \sqrt{\frac{\mu}{\rho}} \quad 2-4$$



dove  $\lambda$  e  $\mu$  sono le costanti di Lamé [2], e  $\rho$  è la densità del materiale. Per un materiale isotropo le costanti di Lamé possono essere definite come [3]:

$$\lambda = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad 2-5$$

$$\mu = \frac{E\nu}{(1-2\nu)(1+\nu)} \quad 2-6$$

dove  $E$  è il Modulo di Young nella direzione di propagazione e  $\nu$  è il coefficiente di Poisson.

Le soluzioni generali alle equazioni sono:

$$\Phi = [A_1 \sin(py) + A_2 \cos(py)]e^{i(kx-\omega t)} \quad 2-7$$

$$\psi = [B_1 \sin(qy) + B_2 \cos(qy)]e^{i(kx-\omega t)} \quad 2-8$$

$$p^2 = \frac{\omega^2}{c_L^2} - k^2, \quad q^2 = \frac{\omega^2}{c_T^2} - k^2, \quad k = \frac{2\pi}{\lambda_w} \quad 2-9$$

dove  $x$  è la coordinata nella direzione di propagazione dell'onda e  $y$  è la coordinata nella direzione attraverso lo spessore della piastra. Le quattro costanti arbitrarie  $A_1, A_2, B_1$  e  $B_2$ , si determinano applicando le condizioni al contorno. Applicando le soluzioni 2-7 e 2-8 alle equazioni delle onde 2-1 e 2-2 ed assumendo come condizioni al contorno quelle di piastra non vincolata, si ottengono le relazioni di Rayleigh-Lamb:

$$\frac{\tan(qh)}{\tan(ph)} = -\frac{4k^2qp}{(k^2-q^2)^2} \quad \text{per i modi simmetrici (S}_i) \quad 2-10$$

$$\frac{\tan(qh)}{\tan(ph)} = -\frac{(k^2-q^2)^2}{4k^2qp} \quad \text{per i modi antisimmetrici (A}_i) \quad 2-11$$

dove  $h$  è il semi spessore della piastra.

$S_i$  ed  $A_i$  indicano i modi simmetrici ed antisimmetrici di ordine  $i$ . I modi di ordine più basso sono quelli  $S_0$  ed  $A_0$ . Queste relazioni correlano la velocità di propagazione alla frequenza, mostrando come le onde di Lamb, a prescindere dal tipo di modo, siano dispersive. Tali equazioni sono infatti note anche come equazioni di dispersione, per le onde di Lamb.

Ci sono molte soluzioni alle equazioni 2-10 e 2-11 poiché, ad ogni soluzione, la velocità dell'onda risulta essere una differente funzione della frequenza. Le diverse soluzioni corrispondono ai vari modi simmetrici ed antisimmetrici  $S_0, S_1, S_2, \dots, S_i$ , e  $A_0, A_1, A_2, \dots, A_i$ .

La velocità dell'onda (velocità di fase) rappresenta le velocità con cui si propaga la fase di un'onda ad una determinata frequenza  $f = \frac{\omega}{2\pi}$  o lunghezza d'onda  $\lambda_w$ :

$$c_p = \left(\frac{\omega}{2\pi}\right) \lambda_w = \frac{\omega}{k} \quad 2-12$$

Questa velocità non è solo funzione della frequenza, ma anche dello spessore della piastra. Per tale motivo spesso si utilizza il prodotto della frequenza per lo spessore  $f \cdot h$  come variabile indipendente per la rappresentazione delle curve di dispersione.

Quando l'onda viene modulata, si definisce la velocità di gruppo, che rappresenta la velocità alla quale si propaga nello spazio la modulante dell'onda (Fig. 2-3). Essa spesso viene considerata anche come la velocità alla quale l'energia o l'informazione sono trasportate dall'onda:

$$c_g = \frac{c_p^2}{\left(c_p - \omega \frac{\partial c_p}{\partial \omega}\right)} = \frac{\partial \omega}{\partial k} \quad 2-13$$

Questa velocità è facilmente misurabile sperimentalmente.

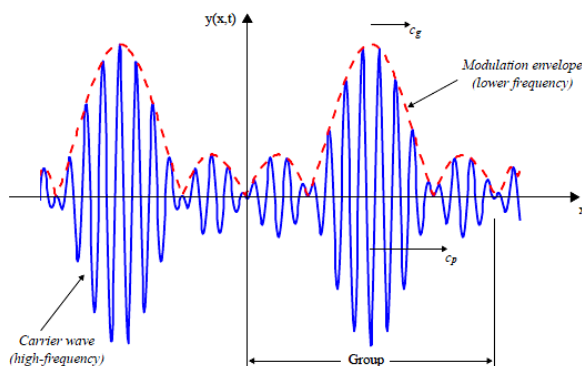
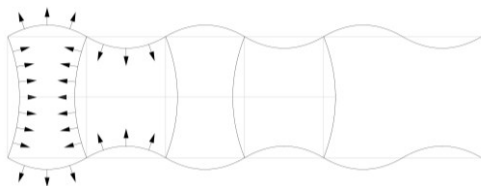
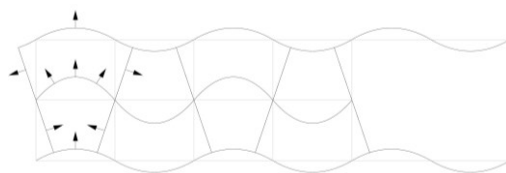
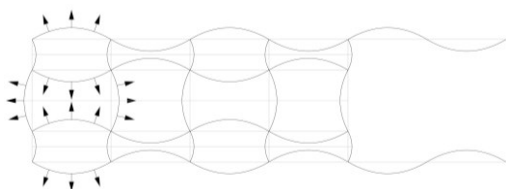


Fig. 2-3

I modi  $S_i$  (Fig. 2-4 e Fig. 2-6) sono prevalentemente caratterizzati da spostamenti “in plane” e, dato che comportano variazioni continue di spessore all’interno della piastra, sono anche detti modi di “compressione”.

Al contrario, i modi  $A_i$  (Fig. 2-5 e Fig. 2-7) presentano soprattutto spostamenti “out of plane” e vengono chiamati anche modi “flessionali”, in quanto ad essi non è associato alcun cambiamento di spessore [4].

Fig. 2-4: Onda simmetrica di compressione  $S_0$ Fig. 2-5: Onda antisimmetrica di flessione  $A_0$ Fig. 2-6: Onda simmetrica di compressione  $S_1$ Fig. 2-7: Onda antisimmetrica di flessione  $A_1$ 

In aggiunta alle onde di Lamb, si rilevano delle onde trasversali, differenti dalle normali onde di taglio (di taglio verticale), che generano un moto delle particelle che avviene in un piano parallelo alla superficie della piastra e che è perpendicolare al piano in cui l'onda viaggia (Fig. 2-8). Tali onde sono chiamate onde di taglio orizzontale (SH) [5].

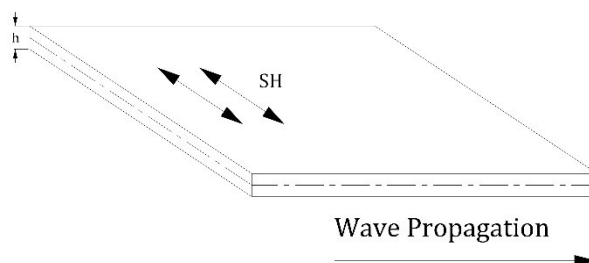


Fig. 2-8

Onde Lamb sono estremamente utili per il rilevamento di fessure in materiali sottili e prodotti tubolari. Gli ampi sviluppi nelle applicazioni con onde di Lamb, forniscono una base per il controllo di molti prodotti industriali nel settore aerospaziale e dei trasporti. La generazione di onde di Lamb può essere eseguita utilizzando trasduttori a contatto, ottici, elettromagnetici e magnetostrittivi.

Le onde di Lamb generate in questo modo possono essere utilizzate per rilevare danni o altre caratteristiche del materiale in zone distanti dalla sorgente di eccitazione poiché queste onde si propagano nelle strutture per lunghe distanze, anche in materiali con un elevato rapporto di attenuazione, come i materiali compositi rinforzati con fibre di carbonio.

Quando utilizzate in questo modo, le onde ultrasoniche vengono anche chiamate onde guidate. La propagazione delle onde di Lamb in mezzi viscoelastici anisotropi è notoriamente complicata. Le elevate velocità di propagazione comportano che le onde riflesse dai bordi facilmente possono nascondere le riflessioni dovute alla presenza di un danno. La struttura in esame dovrebbe perciò essere relativamente grande rispetto all'area da ispezionare. Per questo tipo di materiali, le caratteristiche di dispersione variano con la direzione, ma anche attraverso lo spessore, anche per lo stesso modo [6].

Le proprietà di anisotropia delle strutture in materiale composito introducono molti fenomeni interessanti, ma piuttosto complessi nella propagazione delle onde, come la dipendenza dalla direzione della velocità, e la differenza tra la velocità di fase e di gruppo. In un laminato composito avente  $N$  strati, le onde di Lamb possono essere generalmente descritte mediante il loro campo di spostamento,  $u$ , soddisfacendo le equazioni di spostamento di Navier all'interno di ogni layer:

$$\mu^n \nabla^2 u^n + (\lambda^n + \mu^n) \nabla(\nabla \cdot u^n) = \rho^n \frac{\delta^2 u^n}{\delta t^2} \quad (n = 1, 2, \dots, N) \quad 2-14$$

dove  $\rho^i$  è la densità e  $\lambda^i, \mu^i$ , sono le costanti di Lamé per l' $i^{\text{mo}}$  layer [6, 7].

## 2.1. CURVE DI DISPERSIONE

Le onde di Lamb, indipendentemente dal modo, sono dispersive in quanto la velocità di propagazione dipende dalla frequenza.

E' possibile dunque tracciare delle curve dette di dispersione ricavabili sia attraverso la risoluzione delle cosiddette equazioni di dispersione (2-10 e 2-11), che sperimentalmente. In particolare le curve di dispersione forniscono una rappresentazione grafica di come la velocità di fase  $C_p$  o la velocità di gruppo  $C_g$  variano con la frequenza.

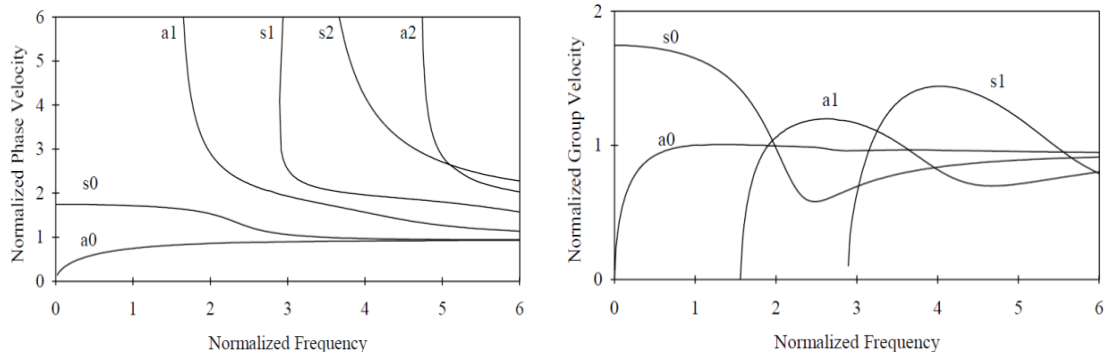


Fig. 2-9

## 2.2. CURVE DI TUNING

L'interazione tra i trasduttori piezoelettrici e le strutture è cruciale e numerosi studi in merito sono stati condotti [8] , [9].

Le equazioni costitutive di un material piezoelettrico sono:

$$\begin{cases} S_{ij} = s_{ijkl}^E T_{kl} + d_{kij} E_k \\ D_j = d_{jkl} T_{kl} + \varepsilon_{jk}^T E_k \end{cases} \quad 2-15$$

con  $S_{ij}$  deformazioni meccaniche,  $T_{kl}$  stress meccanici,  $E_k$  campo elettrico,  $D_j$  induzione elettrica,  $s_{ijkl}^E$  cedevolezza meccanica del materiale, misurata con campo elettrico nullo ( $E = 0$ ),  $\varepsilon_{jk}^T$  costante dielettrica misurata in assenza di stress ( $T = 0$ ),  $d_{jkl}$  parametro di accoppiamento piezoelettrico.

Queste equazioni mostrano che una tensione applicata ai due punti di un materiale piezoelettrico, che produce un campo elettrico, induce una deformazione nel materiale, cioè una contrazione o un'espansione. La soluzione della risposta dinamica di un trasduttore piezoelettrico è notevolmente complicata dalle condizioni al contorno, poiché quando viene incollato su una struttura diventa parte integrante di essa, cioè è presente un accoppiamento.

Il concetto centrale di questi studi è la caratterizzazione delle sollecitazioni, in particolare di taglio, indotti e dai trasduttori all'interno della piastra durante il loro funzionamento. C'è una forte dipendenza delle ampiezze delle onde di Lamb con la frequenza (per entrambi i modi simmetrici ed antisimmetrici), rendendo così la frequenza il fattore più importante per il tuning tra le onde Lamb ed i trasduttori. Si possono eccitare li diversi modi delle onde di Lamb, come gli  $S_0$  e gli  $A_0$ , semplicemente impostando correttamente la frequenza, parametro semplice da controllare.

La funzione che collega l'ampiezza con la frequenza presenta alcuni massimi e minimi corrispondenti rispettivamente alle due condizioni:

$$\begin{cases} l_a = (2n - 1) \frac{\lambda(f)}{2} & \text{ampiezza massima} \\ l_a = 2n \frac{\lambda(f)}{2} & \text{ampiezza minima} \end{cases} \quad 2-16$$

dove  $l_a$  è la dimensione caratteristica del trasduttore (diametro della parte attiva per trasduttori circolari),  $\lambda$  è la lunghezza d'onda della frequenza di funzionamento,  $n$  è un numero naturale. Poiché i diversi modi d'onda propagano con diverse velocità, le condizioni di massimi e minimi avvengono a frequenze diverse per i diversi modi. Un tipico grafico analitico e sperimentale mostra in Fig. 2-10 il legame tra le ampiezze dei modi  $S_0$  e  $A_0$  con la frequenza.

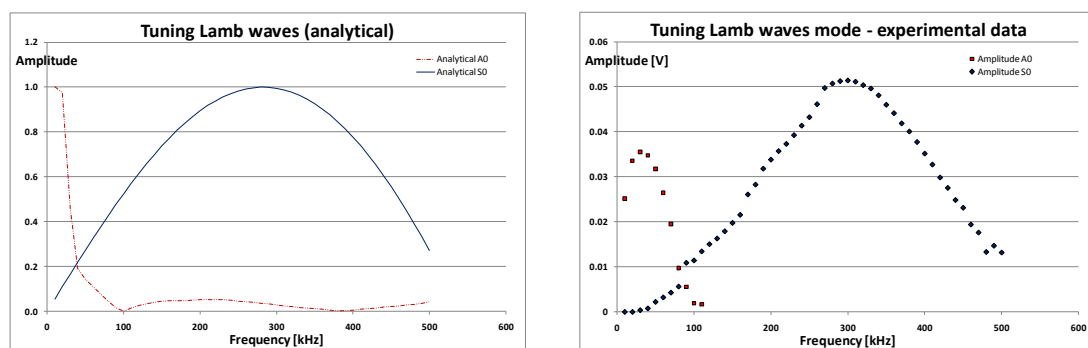


Fig. 2-10

### 3. SCelta DEL SEGNALE ATTUATORE

La valutazione di un danno utilizzando trasduttori ultrasonici integrati, viene effettuata attraverso l'analisi del segnale, quindi si rende necessaria un'interpretazione uniforme del segnale attuatore, delle caratteristiche principali e dei possibili metodi di estrazione di tali caratteristiche. Tre parametri principali sono necessari per caratterizzare una risposta di un segnale:

- Il tempo di volo (Time of Flight ToF);
- La frequenza;
- L'ampiezza.

L'obiettivo dell'elaborazione del segnale è l'estrazione e l'identificazione dei principali pacchetti di onde che costituiscono il segnale, per l'analisi, l'eliminazione del rumore o la compressione. Un metodo che possa risultare particolarmente interessante per la decomposizione e la compressione non sarà necessariamente il migliore per l'analisi delle onde guidate, dato che non in tal caso non interessa la forma generale del segnale, quanto i dettagli in esso contenuti.

Utilizzando un segnale con un limitato numero di cicli di seno, si ottiene una frequenza centrale dominante, ma non si possono evitare le armoniche (Fig. 3-1).

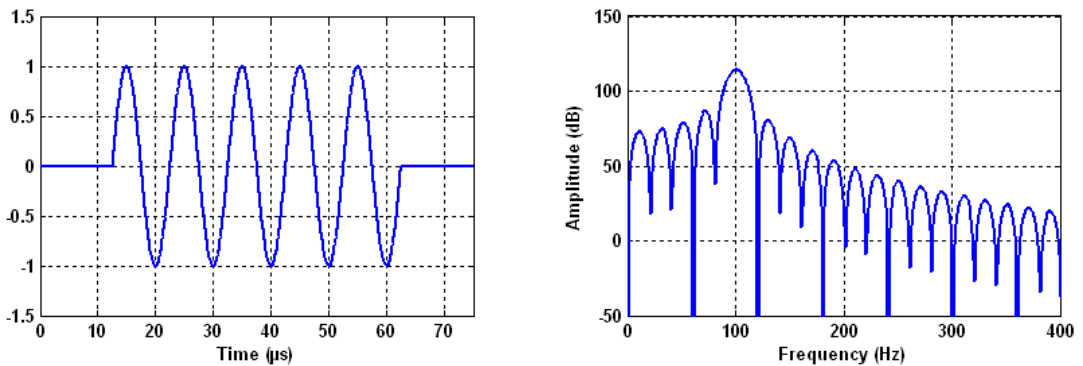


Fig. 3-1: Segnale a 5 seni da 100kHz e suo spettro in frequenza

In tal caso anche se si ottiene una frequenza centrale forte, le bande laterali devono essere ridotte. Il rapporto tra l'ampiezza della frequenza centrale e le prime bande laterali deve essere aumentato. La Fig. 3-2 mostra una finestra Hanning ed il suo spettro di frequenza.

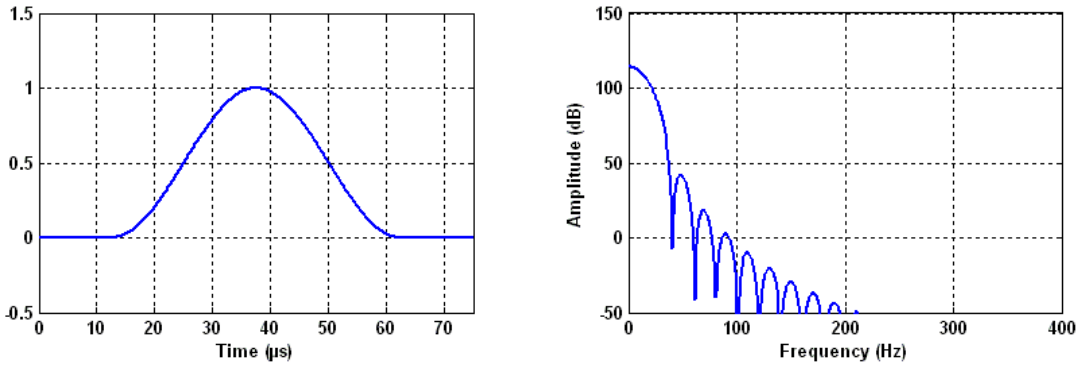


Fig. 3-2: Finestra di Hanning e suo spettro in frequenza

Questa finestra offre il minimo "spill-over" di frequenze vicine.

L'equazione della finestra di Hanning è:

$$x(t, T) = 0.5 \left( 1 - \cos\left(\frac{2\pi \cdot t}{T}\right) \right) \quad 3-1$$

Dove T rappresenta il periodo della finestra. Un segnale di n seni finestrato con finestra Hanning, viene generalmente definito "burst".

Il punto critico per l'impostazione dei parametri di un burst è il numero di cicli. Un elevato rapporto tra la frequenza centrale e le laterali richiede un elevato numero di cicli, che portano ad ottenere un segnale attuatore di lunga durata. Tipicamente si utilizzano segnali che variano da 3.5 a 13.5 cicli.

La Fig. 3-3 mostra diversi burst aventi la stessa frequenza di 100kHz, ma con diversi numeri di cicli.



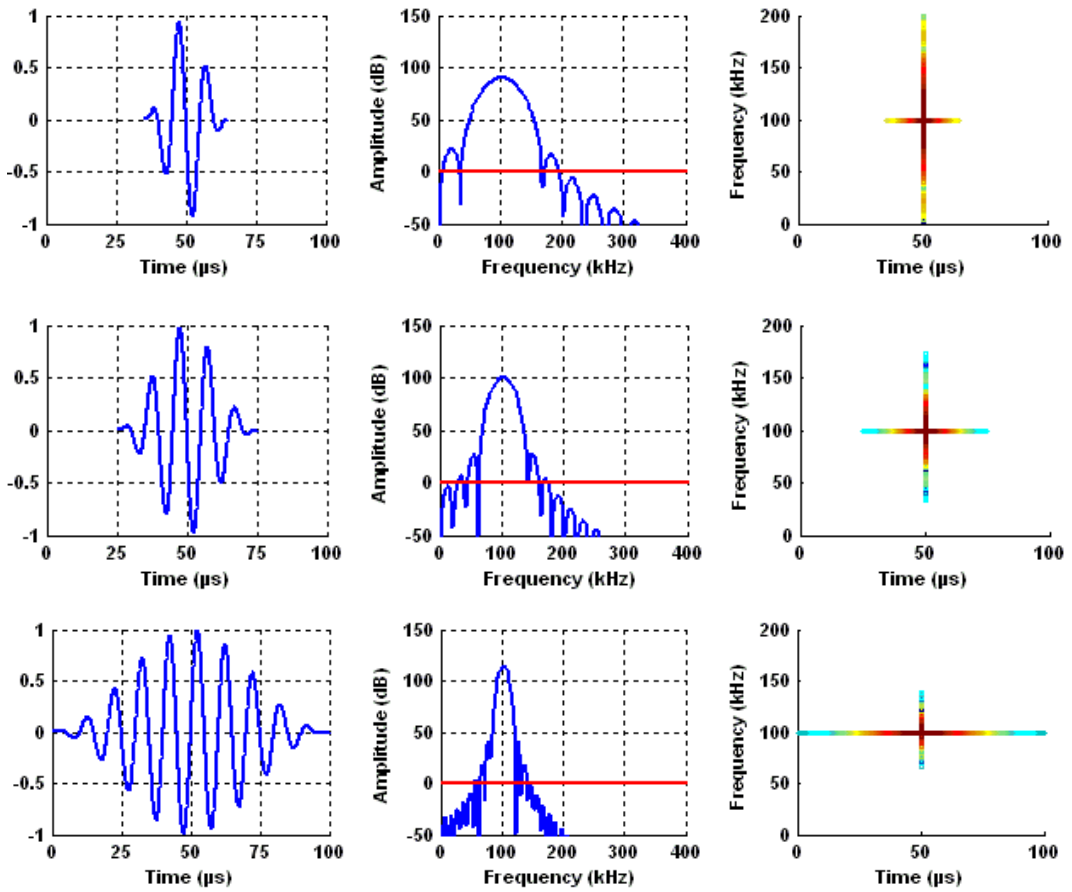


Fig. 3-3: Burst con differenti numeri di cicli, spettri FFT e localizzazione tempo frequenza

Data la reciprocità della risoluzione nel tempo rispetto a quella in frequenza, è importante definire correttamente il numero di cicli. Un buon compromesso tra la risoluzione in frequenza e nel tempo è data dal burst avente 4.5 cicli.

### 3.1. TEMPO DI VOLO (TIME OF FLIGHT TOF)

Il tempo di volo è il tempo che impiega un'onda per percorrere la distanza tra due trasduttori. Esistono diversi modi di misurarlo, come mostrato in Fig. 3-4.

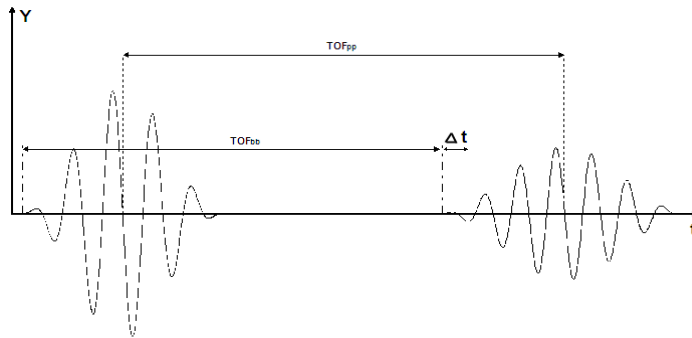


Fig. 3-4

Dove  $ToF_{pp}$  è per il tempo del picco di volo a picco e  $ToF_{bb}$  è per l'inizio di inizio.  $\Delta t$  è la differenza  $ToF_{pp} - ToF_{bb}$ .

Nota la distanza tra due trasduttori, il tempo di volo può essere utilizzato per ottenere la velocità di gruppo dell'onda e da questa, tramite le curve di dispersione, è possibile individuare il modo di appartenenza.

Siccome un'onda può essere dispersiva, usare l'inizio dell'onda in arrivo non è una buona scelta. Pertanto, il ToF sarà calcolato assumendo che il picco arrivi con la frequenza centrale del segnale attuatore. Il riferimento è quindi l'ampiezza massima del segnale attuatore calcolata adottando la rappresentazione tempo-frequenza. Dato il carattere dispersivo delle onde di Lamb, un cambiamento nella struttura può influenzare il tempo di volo. Una delaminazione da impatto porta le onde di Lamb a propagarsi in diverse condizioni di spessore. Questo ha effetti sulla velocità di propagazione delle onde. Un cambiamento nel tempo di volo dei modi  $A_0$  può essere osservato sul segnale nel dominio del tempo (Fig. 3-5).

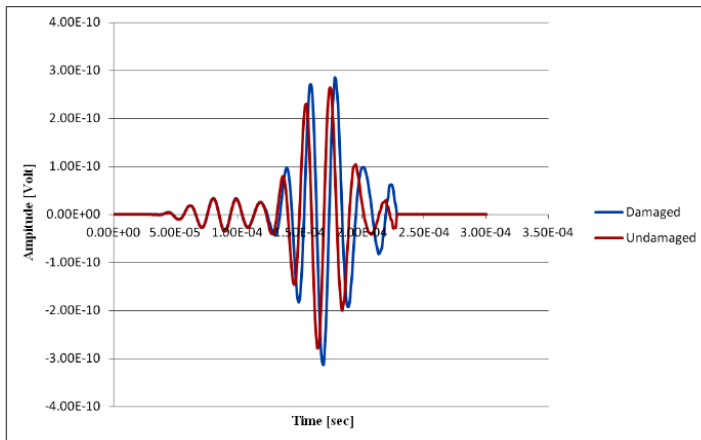


Fig. 3-5

### 3.2. FREQUENZA CENTRALE

Per identificare un modo, dopo aver misurato il ToF, è necessaria la frequenza del pacchetto d'onda per compararla con la corrispondente curva di dispersione. La frequenza centrale del segnale attuatore è come un'impronta digitale di un modo. Questa frequenza viene definita come quella corrispondente alla massima ampiezza di un picco rilevato. La velocità di gruppo e di fase delle onde di Lamb dipende dal prodotto di spessore e frequenza. Un cambiamento di spessore può avere un'influenza sulla frequenza e quindi sulle curve di dispersione.

### 3.3. AMPIEZZA

Per verificare l'influenza di un danno, l'effetto principale notato è un'attenuazione o un assorbimento di un'onda (Fig. 3-5). Per quantificare questo effetto e cercare una correlazione con la dimensione del danno, l'ampiezza deve essere determinata con precisione. Le variazioni di ampiezza di un pacchetto d'onda sono ampiamente utilizzate per rilevare danni.

## 4. SCelta DEI TRASDUTTORI

La scelta del trasduttore dipende innanzitutto dalle dimensioni e dal tipo di danno che si intende individuare e monitorare. In funzione della dimensione del danno, bisogna scegliere un trasduttore che lavori a frequenze alle quali corrispondano delle lunghezze d'onda generate, che siano minori della dimensione del danno.

I trasduttori richiesti devono essere molto piccoli, leggeri ed economici, adatti per applicazioni aerospaziali, dove i requisiti di peso e costo sono rigorosi. A tal proposito, il sensore PWAS (Piezoelectric Wafer Active Sensors) ha queste caratteristiche. Originariamente utilizzato per indagini ed ispezioni di natura vibrazionale, il campo della ricerca sulle metodi di utilizzo di sensori PWAS si è poi diviso in tre aree principali:

- L'analisi modale;
- L'impedenza elettromeccanica;
- Lo studio dei parametri che caratterizzano la propagazione d'onda.

Il funzionamento di un trasduttore PWAS è basata sull'effetto piezoelettrico. La piezoelettricità è la proprietà di alcuni materiali che convertono energia elettrica in energia meccanica e viceversa. La parola "piezo" deriva dal greco e significa "pressione". Nel 1880 Jacques e Pierre Curie scoprirono che la pressione genera cariche elettriche in un certo numero di cristalli come il quarzo e la tormalina. Questo fenomeno fu chiamato "effetto piezoelettrico". Più tardi notarono che i campi elettrici possono deformare materiali piezoelettrici. Questo effetto fu chiamato "effetto piezoelettrico inverso".

L'effetto piezoelettrico di materiali monocristallini naturali come il quarzo e la tormalina è relativamente piccolo. Ceramiche ferroelettriche policristalline, come il titanato di bario ( $\text{BaTiO}_3$ ) ed il titanato zirconato di piombo (PZT) presentano spostamenti più grandi o inducono tensioni elettriche più grandi. I piezoelettrici PZT sono i più utilizzati per applicazioni in cui sono utilizzati come attuatori o sensori.

A temperature inferiori alla temperatura di Curie, la struttura reticolare dei cristalliti PZT si deforma e diventa asimmetrica. Ciò porta alla formazione di dipoli. La ceramica mostra una polarizzazione spontanea. Al di sopra della temperatura di Curie, il materiale piezoceramico perde le sue proprietà piezoelettriche.

Un effetto della polarizzazione spontanea è che i cristalliti PZT diventano piezoelettrici.

Gruppi di celle unitarie con lo stesso orientamento sono chiamati domini ferroelettrici. A causa della distribuzione casuale degli orientamenti dei domini nel materiale ceramico piezoelettrico, nessun comportamento macroscopico è osservabile. A causa della natura ferroelettrica del materiale, è possibile forzare l'allineamento permanente dei vari domini utilizzando un forte campo elettrico. Questo processo è detto di polarizzazione.

Il risultato di un processo di polarizzazione è una polarizzazione residua che coincide con un'espansione residua del materiale e che può degradare nuovamente quando si superino i valori limite meccanici, termici ed elettrici del materiale. Quando si supera la temperatura di esercizio ammissibile, la ceramica polarizzata si depolarizza. Il grado di depolarizzazione dipende dalla temperatura di Curie del materiale [10].

#### 4.1. PIC 255

Il primo tipo di sensori utilizzati è il PIC255 (PI Ceramic GmbH), un disco sottile avente un diametro di 10 mm, uno spessore di 0.2 mm ed una densità di 7.80 g/cm<sup>3</sup>.

Si tratta di un titanato zirconato di piombo modificato (Soft-PZT) con deformazione meccanica radiale, alta temperatura di Curie, elevata permittività, fattore di accoppiamento alto, alto coefficiente di carica, a basso fattore di qualità meccanica, basso coefficiente di temperatura. Questo piezo è adatto per trasduttori ultrasonici a bassa potenza.

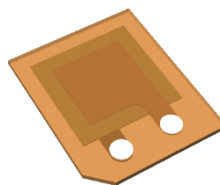
#### 4.2. DURAACT™

Il secondo tipo di sensori utilizzati è il DuraAct™ P-876.SP1 avente dimensioni 16x13x0.6 mm, area attiva di 0.64 cm<sup>2</sup> e una massa di 0.5 g.

I trasduttori DuraAct™ sono costituiti da una lamina sottile piezoceramica tra due pellicole conduttive, il tutto incorporato in una struttura composita di polimero duttile. In questo modo, il piezoceramico fragile è meccanicamente ed elettricamente isolato e precompresso, rendendo il trasduttore più robusto e quindi applicabile su superfici curve.



(a) PIC255



(b) DuraAct P-876.SP1

Fig. 4-1

### 4.3. ANALISI DELLA POTENZA MECCANICA

Sono stati condotti dei test al fine di valutare eventuali differenze tra i due tipi di sensori adottati, in termini di potenza meccanica. Le prove sono state eseguite incollando 2 PIC255 e 2 DuraAct™ su di un pannello di alluminio avente spessore di 1mm, ponendoli ai quattro angoli di un quadrato di lato 200mm. Si noti che i 2 DuraAct™ sono stati incollati a 90° l'uno rispetto all'altro, al fine di fare considerazioni sui possibili effetti di direzionalità a cui questi ultimi potrebbero essere soggetti, data la loro geometria (Fig. 4-2).

Un primo confronto è stato fatto tra segnali appartenenti a percorsi di propagazione che hanno coinvolto sensori dello stesso tipo (1-2 e 4-3) (Fig. 4-3 e Tab. 1). L'analisi dei due segnali ha mostrato una significativa riduzione dell'ampiezza nel passaggio dai PIC255 ai DuraAct™. Poi sono stati analizzati i percorsi 1-4, 4-1, 2-3 e 3-2 per valutare eventuali effetti dovuti all'orientazione dei DuraAct™ durante le fasi di generazione ed acquisizione (Fig. 4-4 e Fig. 4-5). Dall'analisi di questi ultimi segnali si è notato un lieve "shift" temporale che potrebbe trovare ragione in un leggero disallineamento tra le zone attive dei due DuraAct™. Inoltre si è notata una leggera differenza in ampiezza, difficilmente apprezzabile, che potrebbe essere indicativa di una maggiore sensibilità del DuraAct™, in fase di acquisizione, sul lato lungo (16 mm).

Infine, analizzando i segnali reciproci, inizialmente generati dai PIC255 e acquisiti con il DuraAct e poi viceversa, si vede che il segnale è più attenuato quando acquisito con il DuraAct™ (Fig. 4-6 e Fig. 4-7).

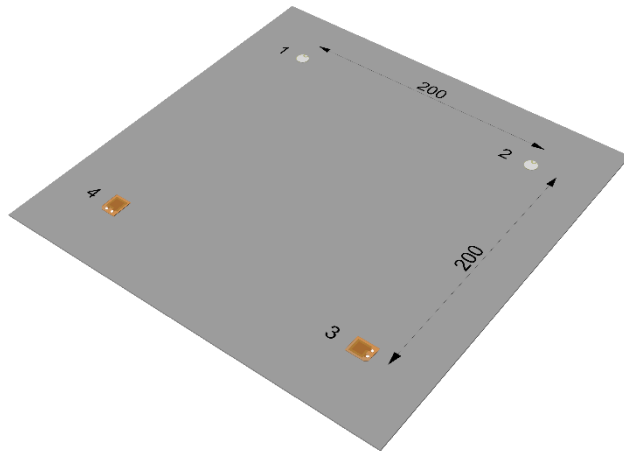


Fig. 4-2: Configurazione per il confronto

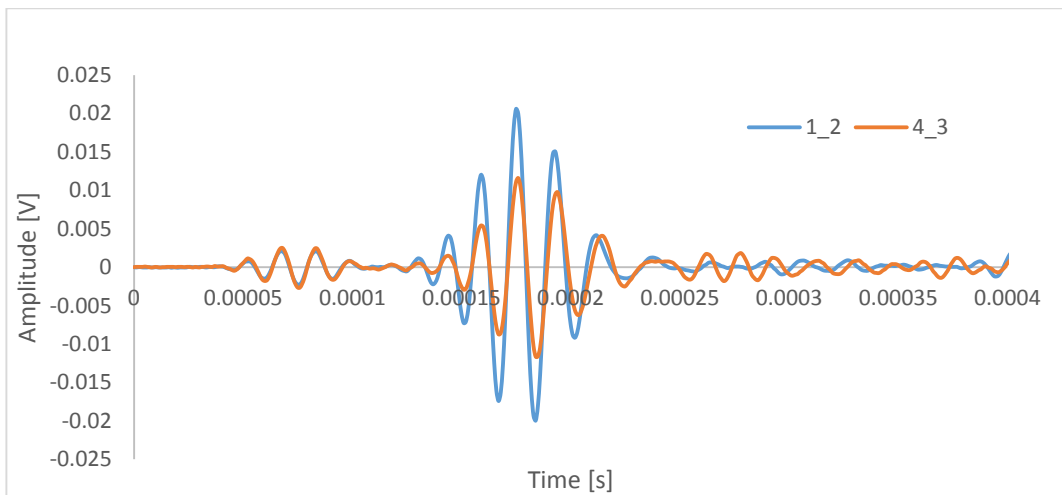


Fig. 4-3: Confronto tra PIC255 e DuraAct™

Percorso	max [mV]	min [mV]	Max Ampiezza picco picco [mV]
1_2	21	-20	41
4_3	11	-12	23

Tab. 1

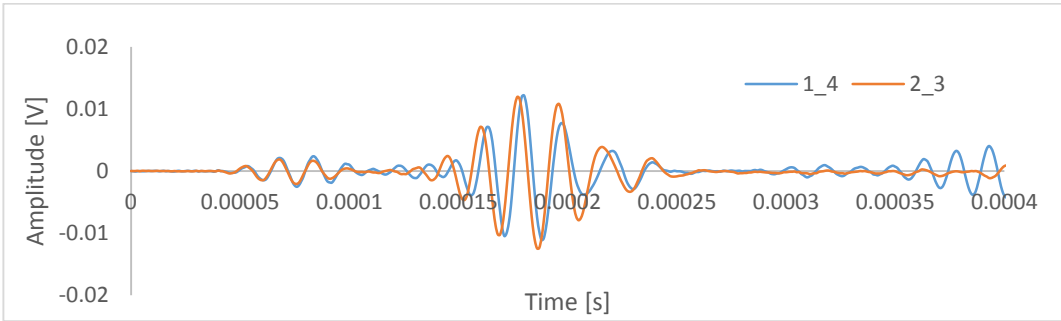


Fig. 4-4: Effetti della direzionalità dei DuraAct™ in acquisizione

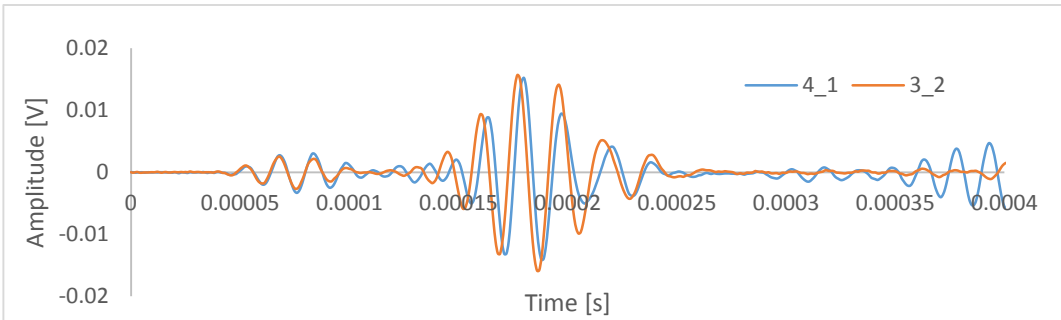


Fig. 4-5: Effetti della direzionalità dei DuraAct™ in generazione

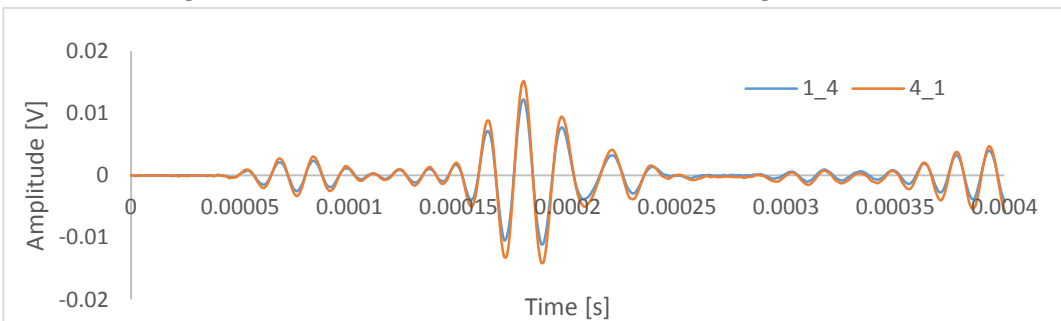


Fig. 4-6: Confronto tra i percorsi 1-4 e 4-1

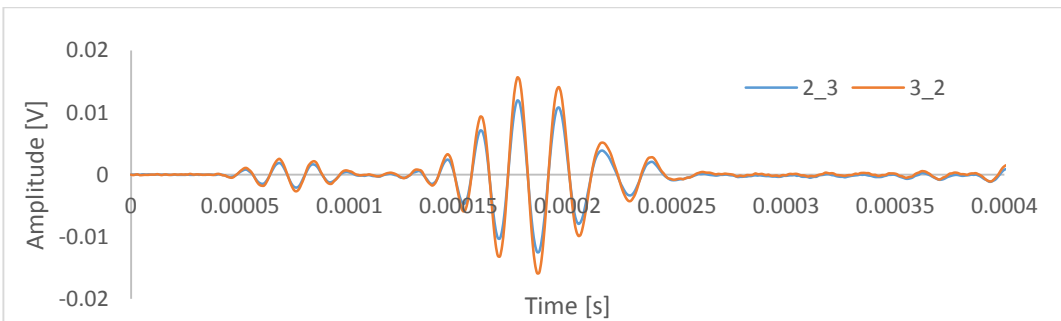


Fig. 4-7: Confronto tra i percorsi 2-3 e 3-2



#### 4.4. PROCEDURA DI INCOLLAGGIO

Questa procedura descrive l'incollaggio dei sensori alle strutture. Di seguito sono riportati i punti principali della procedura:

1. Preparazione della posizione e allineamento;
2. Preparazione della superficie;
3. Miscelazione dell'adesivo;
4. Applicazione dell'adesivo;
5. Applicazione del sensore.

Innanzitutto è necessario tracciare la posizione prevista del sensore con alcune linee sottili con un pennarello indelebile e circoscrivere l'area circostante con del nastro adesivo o della carta gommata. Con dei tamponi per levigatura a mano, o con della carta abrasiva bisogna sgrassare un leggero strato superficiale. La superficie levigata deve apparire opaca ed uniforme. Questa operazione deve essere eseguita solo nella posizione prevista per il sensore. Successivamente bisogna ripulire la superficie trattata rimuovendo la polvere dell'abrasione e sgrassandola con un tessuto inumidito con un adeguato solvente di pulizia come l'isopropanolo. La stessa procedura deve essere eseguita sulla superficie inferiore del sensore. È buona norma indossare guanti per evitare di ingrassare la struttura ed i sensori durante la manipolazione. L'adesivo utilizzato è un bicomponente epossidico con polimerizzazione a freddo, Hysol EA9394 della Loctite. Durante la miscelazione dell'adesivo, utilizzare solo strumenti (recipienti, spatole, ecc.) che siano puliti e privi di macchie, grasso o polvere. I due componenti devono essere mescolati rispettando l'appropriato rapporto di miscelazione (Tab. 2).

Rapporto di miscelazione	Parte A (Base)	Parte B (Catalizzatore)
Percentuali in peso	100	17

Tab. 2

Bisogna mescolare i due componenti fino a formare una massa omogenea di colore e consistenza (> 2 min), ponendo attenzione ad inglobare quanto meno aria possibile. Il tempo utile di utilizzo (pot life) dell'adesivo è di 90 minuti a temperatura ambiente. Terminata questa operazione, è possibile iniziare ad applicare l'adesivo sia sulla superficie della struttura, che sul fondo del sensore. Con l'aiuto di una spatola applicare uno strato sottile ed uniforme di adesivo, facendo attenzione a coprire l'intera area di interesse. Si procede poi con il posizionamento del sensore facendo una leggera pressione uniforme sulla superficie della struttura, assicurandosi che non restino bolle d'aria intrappolate nello strato adesivo e che il sensore non si vada ad incollare sul

nastro adesivo. In questa fase bisogna porre attenzione a non rompere il sensore. Infine rimuovere l'adesivo superfluo con una spatola.

## 5. PROGETTAZIONE DEL SISTEMA HARDWARE

### 5.1. SISTEMA DI ACQUISIZIONE

Un tipico sistema di controllo UT comprende più unità funzionali, come sistemi di generazione, trasduttori e dispositivi di visualizzazione. Un sistema di generazione è un dispositivo elettronico in grado di produrre impulsi elettrici ad alta tensione. Guidato dal generatore, il trasduttore ad ultrasuoni genera energia ad alta frequenza. Questa energia viene introdotta e si propaga attraverso il materiale sotto forma di onda. Quando vi è una discontinuità nel percorso dell'onda, parte dell'energia viene riflessa dalla superficie del difetto (Fig. 5-1).

Il tempo di percorrenza del segnale può essere direttamente collegato alla distanza che il segnale ha percorso. Dal segnale, informazioni sulla posizione del difetto, le dimensioni, l'orientamento e altre caratteristiche possono essere acquisite.

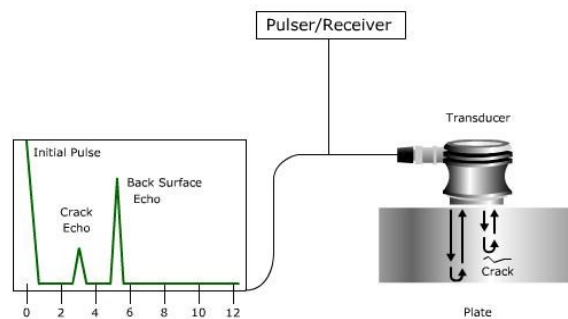


Fig. 5-1: Tipico controllo UT

### 5.2. AMPLIFICATORE DI TENSIONE

L'amplificatore di tensione (Fig. 5-2), collocato tra il generatore di segnali ed i trasduttori piezoelettrici, svolge il compito di aumentare l'ampiezza del segnale generato. Viene utilizzato con un guadagno costante e permette di aumentare l'ampiezza del segnale in ingresso fino a 8 volte. Poiché, durante le prove, l'ampiezza del segnale di ingresso è tipicamente impostata su un valore costante di 10 volt, il segnale generato dall'attuatore può assumere ampiezze tra i 10 e gli 80 volt.



Fig. 5-2: Amplificatore di tensione

### 5.3. GENERATORE DI SEGNALI

L'eccitazione dei piezoelettrici è stata realizzata con un generatore di segnale HP/AGILENT 33120A (Fig. 5-3). Questo dispositivo, oltre ad essere dotato di più di dieci forme d'onda standard, dà all'utente la possibilità di creare forme d'onda arbitrarie mediante l'uso di un semplice software. E' anche possibile generare segnali aventi frequenze molto elevate, fino a 15 MHz, scegliendol'appropriata frequenza di "burst". Le caratteristiche principali sono riportate in Tab. 3



Fig. 5-3: Generatore di segnali

<b>Standard Waveforms</b>	<b>Sine, square, triangle, ramp, noise, sin(x)/x, exponential rise exponential fall, cardiac, dc volts.</b>
<b>Frequency range</b>	100 $\mu$ Hz- 15 MHz
<b>Dimensions</b>	254.4mm x 103.6mm x 374mm
<b>Weight</b>	4kg
<b>Operating Environment</b>	0°C to 55°C

Tab. 3

#### 5.4. SALVATAGGIO DEI DATI

Per la visualizzazione, l'elaborazione e la memorizzazione dei segnali emessi e/o ricevuti dai piezoelettrici è stato utilizzato un oscilloscopio AGILENT Infivision DSO7014A (Fig. 5-4). Tale dispositivo, provvisto di quattro canali analogici in acquisizione, presenta un aggiornamento ad alta velocità (fino a 100.000 forme d'onda al secondo) e una frequenza di campionamento altrettanto elevata (fino a 2 GSa/s). Il display da 12,1 " XGA con 256 livelli di colore permette la visualizzazione accurata del segnale.

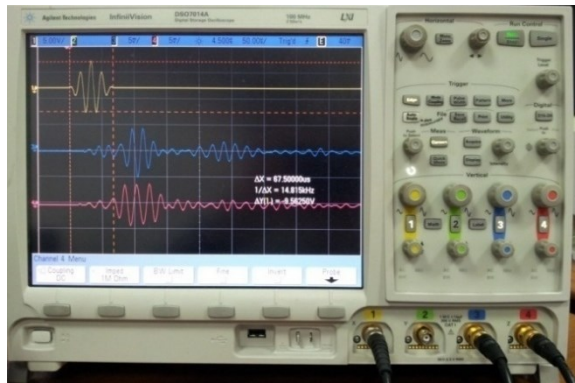


Fig. 5-4: Oscilloscopio

In parallelo all'oscilloscopio, è stato utilizzato un sistema USB multifunzione di acquisizione dati (DAQ) modello X USB-6366 della National Instruments (Fig. 5-5).



Fig. 5-5: Scheda NI X Series USB 6366

L'utilizzo di questo tipo di schede in parallelo all'uso di LabVIEW®, consente di acquisire facilmente i dati e di visualizzarli su una varietà di grafici e display. È possibile utilizzare procedure guidate di configurazione chiamati Express VI (Errore. L'origine Riferimento non has been trovata.) per acquisire i segnali ed eseguirne l'elaborazione con una programmazione minima.

Il dispositivo è dotato di otto canali analogici in acquisizione con una frequenza di campionamento di 2 Ms/s per canale.

I vantaggi del suo utilizzo rispetto ad un tradizionale oscilloscopio sono:

- Un maggior numero di canali in acquisizione (otto invece di quattro);
- Con LabVIEW® è possibile variare la finestra temporale di acquisizione, migliorando la risoluzione temporale del segnale;
- I segnali vengono memorizzati direttamente sul PC e sono quindi pronti per essere analizzati;
- Si tratta di un dispositivo più leggero e maneggevole.

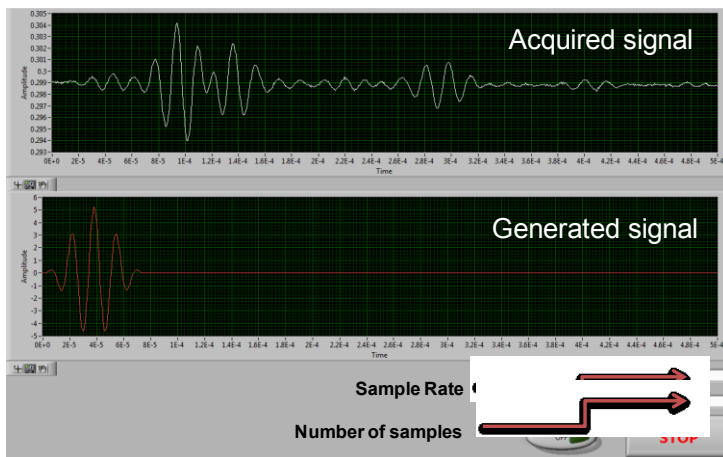


Fig. 5-6: Front panel LabView VI

## 6. IMPATTI

### 6.1. INTRODUZIONE

Molti materiali compositi hanno lo svantaggio di essere fragili e quindi possono solamente assorbire energia con deformazioni elastiche e attraverso meccanismi di danneggiamento, ma non per via di deformazioni plastiche come nel caso dei metalli. I laminati in composito subiscono impatti generalmente nella direzione trasversale (direzione dello spessore), quella meno resistente a causa della mancanza di un rinforzo trasversale. Sforzi interlaminari, come sforzi di taglio e tensioni, sono spesso le principali cause della prima rottura, a causa della bassa resistenza interlaminare caratteristica del laminato.

L'impatto genera una propagazione di onde elastiche che partono dal punto di impatto e si propagano lungo tutta la struttura e tali onde possono essere più o meno trascurate a seconda della velocità o del tipo di impatto. I danni che seguono un impatto possono essere di diverso tipo: rottura della matrice, delaminazione, indentazione, rottura di fibre e penetrazione (laminato forato).

### 6.2. TIPI DI DIFETTI NEI MATERIALI COMPOSITI

I danni in materiali metallici si presentano a causa di difetti di produzione o vuoti nella struttura, oppure a causa di ammaccature o graffi superficiali durante la vita operativa. Per laminati compositi invece, le fonti di danno sono molteplici e possono essere attribuite a delaminazioni, rottura delle fibre, vuoti tra gli strati o nella resina di uno strato, ondulazioni delle fibre, contaminazioni, sequenza di laminazione inappropriata, graffi. A causa della grande varietà di meccanismi di formazione del danno, risulta essere complicata la rivelazione dello stesso e la definizione di un *Damage Tolerance Design* opportuno. Di seguito un elenco dei possibili danni nei materiali compositi:

**FABRICATION/PROCESSING MANUFACTURING DAMAGE**

Abrasions, scratches, dents, punctures

Cut fibers

Knots, kinks

Improper slicing

Voids

Resin rich, resin lean areas

Sub quality materials

Cure problems

Bacterial degradation

Inclusions, bugs, foreign contamination

Tool installation/removal during processing

Mandrel removal problems

Machining problems

Shipping to propellant processing

Impact damage

Proof testing

**IN-SERVICE DAMAGE**

Vibration

Shock

Lightning damage

Environment cycling

Flight loads

Improper repair

In-storage creep or handling loads

Impact

Scratches, dents, punctures

Corrosion

Erosion, dust, sand

**TYPICAL COMPOSITE DEFECTS/ASSEMBLY DAMAGE**

Debonds

Delaminations

Inclusions

Voids, blisters

Fiber misalignment

Cut or broken fibers

Abrasion, scratches

Wrinkles

Resin cracks, crazing

Density variations

Improper cure

Machining problems

I principali difetti nei materiali compositi nascono in fase di produzione o assemblaggio di un componente e a causa di impatti durante la vita operativa. Nella fase di produzione, durante il ciclo di polimerizzazione è possibile che si formino vuoti o cavità dovute a pressioni in autoclave troppo basse, oppure che siano presenti dei corpi estranei all'interno della matrice. Questi fattori favoriscono la formazione di delaminazioni. Se il ciclo di polimerizzazione è troppo breve si ha il problema di *debonding*, con la resina che non aderisce perfettamente alle fibre e quindi gli sforzi non vengono ben trasferiti nella matrice. La resina, inoltre, può subire un processo di infragilimento se il ciclo di polimerizzazione è troppo lungo, con conseguente sgretolamento



della matrice. Se, invece, nella fase di cura del materiale la pressione risulta essere troppo elevata, si crea una riduzione di adesione tra le fibre essendo ridotta la frazione di resina tra le stesse. Anche un'errata sequenza di laminazione o una non corretta disposizione delle fibre, possono essere fonti di danno o di ingobbimento del materiale. Le delaminazioni possono nascere anche in punti critici geometrici di dettaglio, per la presenza di forti tensioni interlaminari, anche sotto l'azione di un carico *in-plane*. Il comportamento della delaminazione dipende innanzitutto dall'orientamento e dallo spessore delle singole lamine e spesso sono accompagnate da rotture nella matrice, con cricche intralaminari che interagiscono con quelle interlaminari durante il processo di propagazione.

Tra le varie sorgenti di danneggiamento però, l'impatto accidentale tende ad essere quello più critico perché è quello che riduce maggiormente la capacità di resistenza del componente, per le scarse proprietà trasversali del composito.

### 6.3. TIPI DI IMPATTO

Generalmente gli impatti sono classificati in tre principali categorie: a bassa, media ed alta energia. Quelli ad alta energia provocano soprattutto perforazioni e micro delaminazioni sul bordo del foro; quelli a media energia soprattutto rottura di fibre nella parte opposta del laminato e delaminazioni nella zona sottostante il punto di impatto. Quelli a bassa energia sono i più critici a causa della bassissima visibilità superficiale del danno ma con ampie delaminazioni con propagazione a cono al di sotto del punto di impatto. Tale danno è rilevabile solamente mediante un'ispezione programmata con opportuna strumentazione di controllo non distruttivo (NDI). Dopo la generazione di una piccola area di delaminazione, questa tende a propagarsi rapidamente a causa della diversa orientazione delle fibre delle due lamine adiacenti all'interfaccia delaminata, andando ad influire sulle proprietà meccaniche del materiale. Nei materiali metallici la propagazione del danno è causata da carichi a fatica di trazione e si presenta molto graduale per la formazione di ampie zone plastiche all'apice della cricca. Nei materiali compositi, invece, non sono presenti fenomeni plastici per le caratteristiche di tenacità della matrice, che non permette di avere una redistribuzione delle tensioni all'apice della fessura e la propagazione è dovuta a fenomeni di instabilità locale nella zona delaminata sotto sollecitazioni a compressione. Il decadimento graduale dei materiali metallici permette l'individuazione del danno durante le ispezioni programmate e la sostituzione o manutenzione del componente prima che la resistenza residua della struttura scenda al di sotto del carico limite. Nei compositi la presenza di un difetto non individuato tempestivamente, può comportare un lungo periodo in

cui la resistenza residua è inferiore al carico ultimo. È quindi importante conoscere bene il fenomeno di propagazione della delaminazione per definire opportunamente il piano di ispezione.

A causa di un impatto la “residual compressive strength” può scendere anche sotto il 50% del valore nominale quando il danno è di tipo BVID e sotto il 75% quando il danno è visibile superficialmente. Il parametro fondamentale che si è mostrato in grado di descrivere i fenomeni relativi alla propagazione è la “strain energy release rate” associata a diversi modi di propagazione (Fig. 6-1): Modo I (modo di apertura), Modo II (modo di scorrimento o taglio), Modo III (modo di lacerazione o strappo) e loro combinazioni.

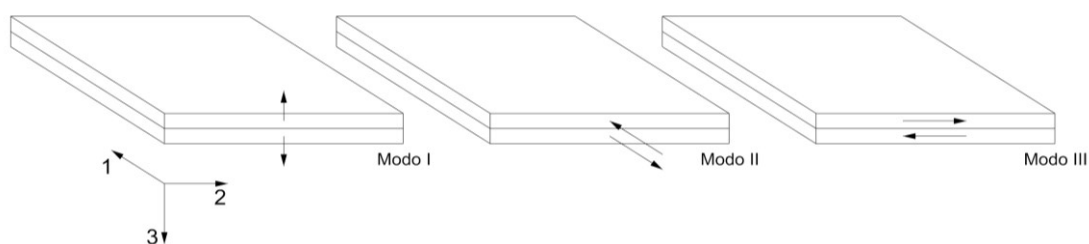


Fig. 6-1

In genere la prima fase di propagazione del difetto viene associata maggiormente al Modo I, a seguito di rottura della matrice in maniera trasversale o normale, dopodiché risulta predominante il Modo II; la terza componente invece risulta essere notevolmente minore rispetto le altre due e quindi trascurabile. La sollecitazione mista è invece dipendente dai vincoli esterni. Dopo una breve fase di propagazione della delaminazione, il difetto tende a stabilizzarsi assumendo una forma di equilibrio stabile.

Gli impatti nei laminati compositi possono essere classificati in quattro categorie principali: impatti a bassa velocità (LVI, *Low Velocity Impact*), a velocità intermedia, ad alta velocità e ad iper velocità. Impatti ad iper velocità sono generalmente associati a proiettili che impattano con velocità maggiori a 2 km/s, con il materiale in composito che si comporta come un fluido. Quelli invece ad alta velocità (o *small mass impact*) sono compresi tra 50 m/s e 1000 m/s e si verificano in caso di impatto di proiettile o detriti a seguito di un'esplosione. Quest'ultimo caso (Fig. 6-2 a) presenta una risposta della struttura dominata dalle onde di pressione che si propagano lungo la direzione del laminato stesso, essendo la durata di contatto (tempo in cui laminato ed impattatore rimangono in contatto) paragonabile al tempo necessario a tali onde per attraversare l'intero spessore del laminato. Se invece il tempo di contatto è maggiore del tempo di propagazione delle onde di pressione, ma non abbastanza perché le onde di flessione e di

taglio raggiungano i bordi del laminato, si ha il caso di impatto a velocità intermedia. La risposta è in questo caso dominata dalle onde di flessione e di taglio appunto (Fig. 6-2 b) e generalmente è associata ad impatti con velocità comprese tra 10 m/s e 50 m/s. Sono i casi di detriti da tornado e temporali, oggetti sollevati dalla pista e detriti secondari da esplosioni. Gli impatti a bassa velocità si hanno invece quando l'oggetto che impatta sul laminato è di massa notevolmente maggiore rispetto al laminato stesso (*large mass impact*) e la durata di contatto è abbastanza lunga da permettere alle onde di flessione e di taglio di riflettere più volte dal punto di impatto ai bordi e viceversa. Di conseguenza la risposta può essere studiata come nel caso di carico statico, prendendo il nome di caso "quasi statico", perché le deflessioni e il carico sono relazionati come nel caso statico (Fig. 6-2 c). Generalmente gli impatti a bassa velocità si verificano per caduta di strumenti di lavoro durante la fase di manutenzione e sono caratterizzati da una velocità minore di 10 m/s.

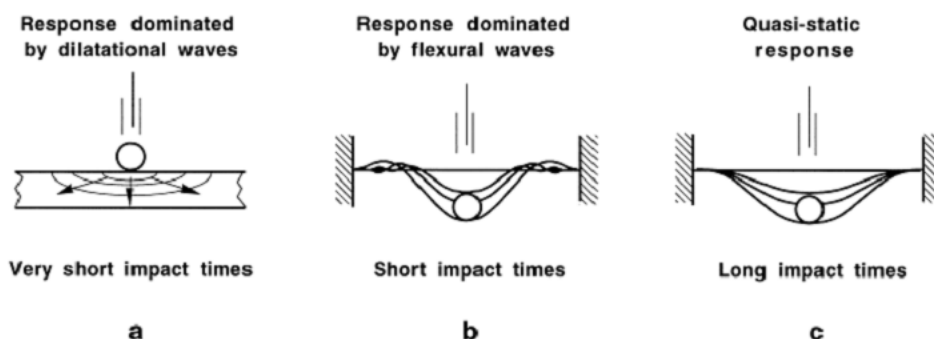


Fig. 6-2

Per quanto riguarda i danni che seguono ogni tipo di impatto, quelli ad alta velocità sono caratterizzati da danni molto visibili superficialmente come perforazione del laminato o indentazioni molto profonde con un numero elevato di fibre rotte e strati danneggiati.

I danni dovuti ad impatti a bassa velocità, invece, sono spesso non facilmente visibili in superficie ad occhio umano (*BVID, Barely Visible Impact Damage*) e presentano danni interni al laminato come delaminazioni e rotture della matrice delle lamine interne [11, 12, 13].

#### 6.4. IMPATTO A BASSA VELOCITÀ

Un impatto a bassa velocità dipende in secondo luogo da massa e proprietà del laminato e dell'impattatore e se la velocità è al di sotto di 5 m/s la risposta è relazionata al rapporto delle

due masse più che alla velocità dell'impatto, come mostra Olsson [14]. La durata di contatto è sufficientemente lunga perché la risposta sia quella dell'intera struttura, con conseguente elevato assorbimento di energia elastica.

Generalmente, il materiale ha un comportamento elastico fino ad un livello caratteristico di energia spesso indicato come "energia limite", oltre la quale si manifestano fratture intralaminari nella matrice o all' interfaccia fibra- matrice. Tali fratture possono essere di due tipi (Fig. 6-3):

- Fratture normali, posizionate nelle lamine più distanti dal punto di contatto pannello percussore ed orientate secondo la direzione dello spessore;
- Fratture taglianti, presenti nelle lamine più interne ed orientate approssimativamente a  $45^\circ$  rispetto alla direzione dello spessore.

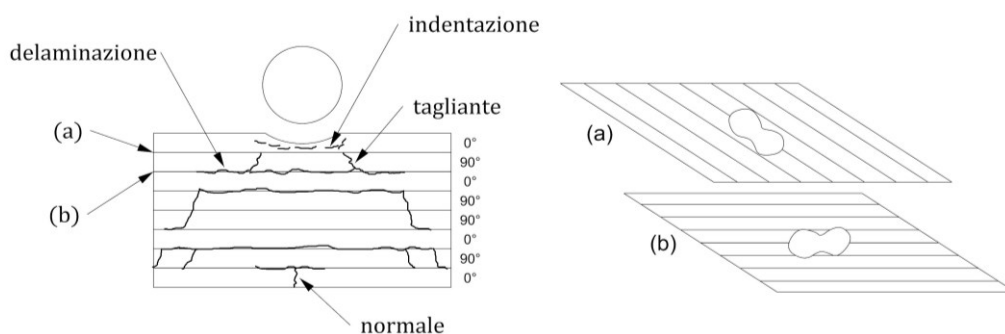


Fig. 6-3

La denominazione delle due tipologie di fessurazione è legata alla loro origine. Le fratture normali sono provocate dalle sollecitazioni normali legate al momento flettente, che eccedono la resistenza della lamina in direzione trasversale; quelle taglianti sono dovute alle sollecitazioni derivanti dalle forze di taglio, che superano la corrispondente resistenza del singolo strato.

Solitamente, le fratture appena descritte attraversano completamente lo spessore della lamina in cui si generano, e si bloccano all' interfaccia con lamine ad orientazione differente. Qui tendono a propagarsi sotto forma di delaminazione, di forma lenticolare allungata secondo la direzione delle fibre della lamina inferiore (Fig. 6-3). Questo meccanismo fa in modo che non si osservi delaminazione fra lamine adiacenti eventualmente caratterizzate dalla stessa orientazione del rinforzo. All' aumentare dell'energia d' urto, le fessurazioni intralaminari si accrescono in numero, e le delaminazioni si estendono in dimensioni. In particolare, le fratture taglianti e le conseguenti delaminazioni descrivono lungo lo spessore del laminato un caratteristico percorso tronco-conico, con estensione delle delaminazioni via via maggiore all'

allontanarsi dalla superficie direttamente esposta all' impatto. Sebbene più raramente, un percorso inverso viene seguito dalle delaminazioni generate dalle fratture normali. Ai modi di rottura appena esposti si possono aggiungere fenomeni di cedimento nel volume di materiale immediatamente al di sotto della superficie di contatto laminato-percussore, a causa delle intense sollecitazioni generate dal carico localizzato. Il segnale esterno di questi fenomeni è un'impronta (indentazione), la cui profondità cresce al crescere dell'energia impartita. Per valori sufficientemente elevati di quest'ultima, le fibre nella lamina disposta sulla superficie opposta a quella impattata iniziano a cedere, e il loro cedimento si propaga progressivamente a quelle più vicine alla superficie di contatto, fino a determinare la perforazione del pannello. Lo studio del comportamento dei laminati compositi in condizioni d'impatto a bassa velocità viene condotto quasi esclusivamente con macchine strumentate a caduta libera di grave: un pannello piano viene opportunamente supportato lungo i bordi e viene colpito da un percussore di geometria e massa definite che cade da un'altezza assegnata. Eseguendo prove d'impatto a diversi livelli di energia (variando l'altezza di caduta e/o la massa del percussore), si possono indurre nel materiale differenti gradi di danneggiamento. Analisi di tipo non distruttivo (es. ultrasuoni in scansione di tipo C) registrano usualmente l'immagine in pianta dell'area delaminata, ma evidenziano con difficoltà fratture intralaminari; versioni più sofisticate possono mostrare la distribuzione delle delaminazioni attraverso lo spessore, la loro forma ed estensione. Confrontando le informazioni raccolte sul danno con la risposta macroscopica del pannello (la curva forza-spostamento), si correlano le caratteristiche di quest'ultima con lo sviluppo dei modi di rottura. Ovviamente, i parametri che possono essere scelti arbitrariamente nell'esecuzione di una prova d'impatto sono molteplici. A parte la natura della lamina di base, il numero e l'orientazione delle lamine, la sequenza di laminazione, la geometria del pannello, le sue dimensioni in piano e le condizioni di vincolo possono essere scelti in modo differente; il materiale costitutivo e la geometria del percussore, la sua massa e velocità possono assumere i valori più disparati. Ognuno dei fattori appena elencati, in misura maggiore o minore, può influenzare il comportamento del materiale. Di fatto, questo rende difficile sia il confronto diretto fra risultati sperimentali provenienti da fonti diverse, sia il trasferimento di esperienze acquisite in laboratorio a casistiche di strutture reali mediante opportuni fattori di scala. Nell'affrontare il problema dell'urto, uno degli effetti più complicati da razionalizzare è quello della velocità, che può avere una duplice influenza:

- Sul comportamento del materiale in prova, nel caso la sua curva  $\sigma$ - $\varepsilon$  sia sensibile alla velocità di carico;
- Sul comportamento della struttura, a causa di fenomeni vibrazionali.

Per quanto riguarda il materiale, è stato mostrato che laminati in vetroresina rispondono in modo differente se caricati staticamente o impattati a bassa velocità, probabilmente a causa della natura viscoelastica delle fibre di rinforzo, più che della matrice. Viceversa, la carboresina appare poco o per nulla sensibile a variazioni anche cospicue nella velocità di applicazione del carico. L'insorgere di fenomeni dinamici è alla base per un'utile distinzione fra bassa ed alta velocità. In condizioni di bassa velocità, la risposta della struttura è essenzialmente governata dalla sua deformata statica, e può quindi essere assimilata a un caso quasi-statico; al contrario, nel campo dell'alta velocità essa è dominata dalle oscillazioni di natura dinamica, che non possono essere trascurate per un'analisi accurata del problema. Ovviamente questa definizione, che prescinde dal valore assoluto della velocità del corpo contundente, implica che l'impatto a bassa velocità su un materiale insensibile agli effetti dello "strain-rate" possa essere completamente trattato mediante un'analogia statica [12, 13].

## 6.5. SETUP SPERIMENTALE

Prove di impatto sono state eseguite usando un pendolo di Charpy modificato (Fig. 6-4) per lo scopo, avente un dardo impattatore di 12.7 mm di diametro (Fig. 6-5). Un potenziometro è stato montato sul pendolo al fine di poter misurare l'angolo iniziale e quello finale di risalita dopo l'impatto. Un freno elettromeccanico gestito da una coppia di accelerometri è stato installato per consentire di tenere il braccio fermo ad un predefinito angolo di inclinazione e garantire la frenatura dello stesso al fine di evitare impatti multipli.

Per impattare diverse tipologie di pannelli, sono state sviluppate varie fixture di supporto adattate alle diverse forme dei provini e alle varie configurazioni e tipologie di sensori installati su di essi.



Fig. 6-4



Fig. 6-5

## 6.6. ANALISI DEGLI IMPATTI

Gli impatti realizzati sono stati analizzati mediante tecniche di controllo non distruttive, come l'analisi ultrasonica C-Scan e la termografia all'infrarosso, rappresentanti lo stato dell'arte.

Assunto come sistema di riferimento per l'analisi di un pannello, come quello mostrato nella Fig. 6-6 in alto a sinistra, un sistema xyz in cui z rappresenta la direzione dello spessore, la Fig. 6-6, in alto a destra, mostra una tipica scansione di tipo C, che evidenzia la presenza di danni e difetti visti nel piano del pannello xy; In basso mostra una scansione di tipo B, che invece visualizza i difetti in una sezione posta nel piano xz o yz, a seconda dell'orientamento della sonda.

Da queste immagini è possibile ricavare informazioni circa la dimensione e la forma del danno.

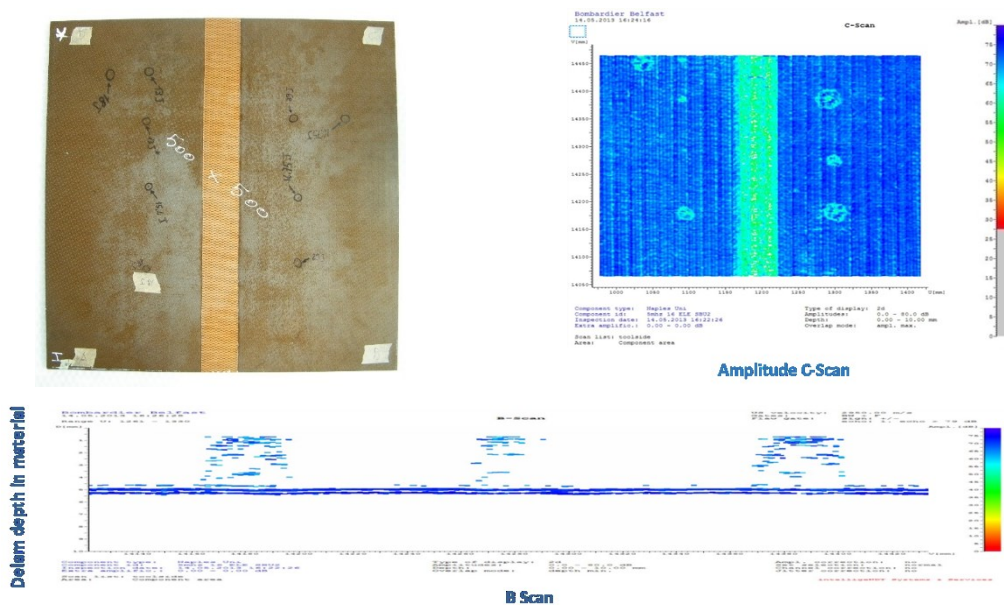


Fig. 6-6

La Fig. 6-7 mostra delle tipiche immagini termografiche ottenute per lo stesso pannello appena mostrato. In particolare le due immagini si differenziano per la frequenza del segnale utilizzato per acquisirle. La prima è stata ottenuta con una frequenza di 0.53Hz, mentre la seconda con una frequenza di 0.1Hz.

L'utilizzo di diverse frequenze consente di analizzare il pannello a diverse profondità. Con una frequenza di 0.53 Hz, l'immagine ottenuta è quella della condizione del pannello a 2.25mm di profondità rispetto al lato mostrato alla termocamera. Con una frequenza di 0.1Hz si è arrivati a 5.25mm.



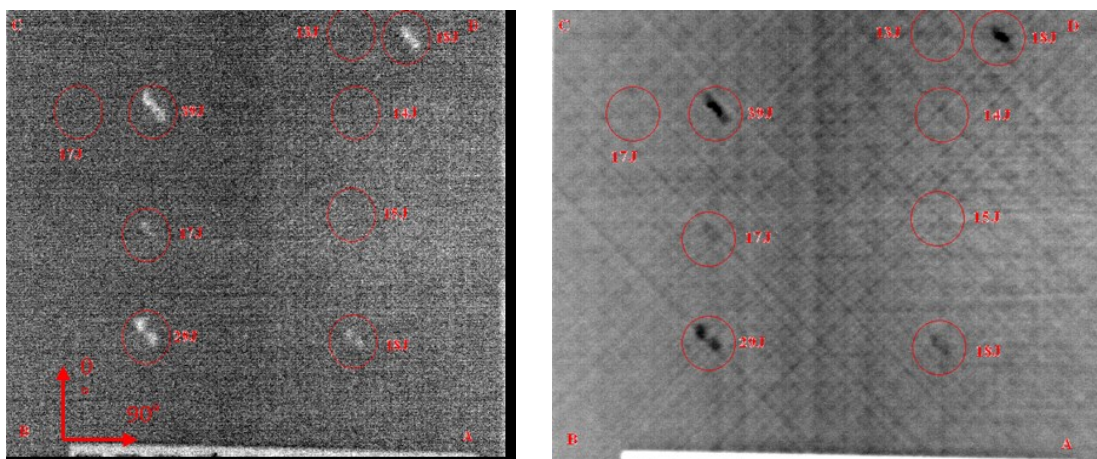


Fig. 6-7

Nella Fig. 6-8, partendo da sinistra, sono riportate in ordine:

- Un'immagine termica "live" che riprende l'istante in cui l'impatto sta avvenendo, e che mostra un locale aumento di temperatura nelle zone in cui sta avvenendo la rottura;
- L'effetto visibile dell'impatto sulla superficie opposta a quella impattata;
- Un'immagine termografica classica a 0.53Hz della delaminazione ottenuta, dalla quale si può risalire alle dimensioni della stessa.



Fig. 6-8

## 7. ANALISI DEI SEGNALI

Le onde guidate nascono dall'interferenza costruttiva delle onde di massa (bulk waves) riflesse tra le superfici della piastra in cui viaggiano; queste onde hanno delle caratteristiche che le differenziano dalle onde di massa:

- Sono, in generale, multimodali e dispersive; il moto delle particelle (simmetrico o estensionale e antisimmetrico o flessionale) e la velocità di ciascun modo dipende dalle proprietà del materiale e dallo spessore della piastra, così come la frequenza dell'onda;
- Possono propagarsi a distanze molto più grandi delle onde di massa senza significativi decadimenti dell'ampiezza;
- Sono estremamente sensibili alla presenza di discontinuità nel loro percorso, e trasportano informazioni sulle specifiche proprietà dei difetti;
- È relativamente facile generare ed acquisire onde guidate utilizzando trasduttori piezoelettrici (PZT) che richiedono una potenza molto bassa, e sono quindi adatti per sistemi di monitoraggio strutturale.

Da questo punto di vista l'approccio che attualmente viene studiato è un approccio locale in cui si analizzano e si misurano i cambiamenti nelle caratteristiche delle onde ultrasoniche dovuti alla loro propagazione in difetti esistenti o emergenti. Questo approccio è altamente efficace nel rilevare difetti locali molto piccoli, in una varietà di componenti strutturali. Le tipiche tecniche di analisi dei segnali, basate sulla propagazione delle onde sono:

- Indici di Danno;
- STFT (Short Time Fourier Transform);
- Pitch Catch;
- Pulse Echo.

### 7.1. INDICE DI DANNO (DI)

L'approccio mediante Indici di Danno è progettato per superare la complessità e la variabilità dei segnali in presenza di danni nonché la complessità geometrica della struttura. Esso si basa sul fatto che le proprietà dinamiche di una struttura cambiano con l'avvio di nuovi danni o la crescita

di danni esistenti. Utilizzando come riferimento misurazioni effettuate su una struttura non danneggiata o parzialmente danneggiata, il DI viene valutato confrontando i cambiamenti nella risposta in frequenza della struttura monitorata, dovuti ad un nuovo danno o alla crescita di uno esistente. Pertanto, a meno che l'ambiente subisca variazioni significative tra le due serie di misurazioni (che possono avvenire in tempi molto brevi), il rumore, in generale, non avrà alcun effetto sui risultati. Inoltre, l'algoritmo proposto non richiede un'ampia elaborazione del segnale rigorosa, ma calcola un singolo parametro di danneggiamento (DI) con un elevato livello di confidenza. Questo lo rende molto veloce ed automatico. Il DI risulta essere nullo se non vi è alcun cambiamento nella struttura e il suo valore aumenta con la gravità e la vicinanza del danno ai sensori. Il metodo viene applicato per identificare diversi tipi di difetti sia in pannelli metallici che compositi per diverse configurazioni di attuatori e ricevitori.

Onde elastiche con proprietà note vengono generate da trasduttori piezoelettrici situati sulla superficie della struttura. Il moto prodotto dalla sorgente viene acquisito da più sensori posti sulla superficie del componente strutturale (Fig. 7-1).

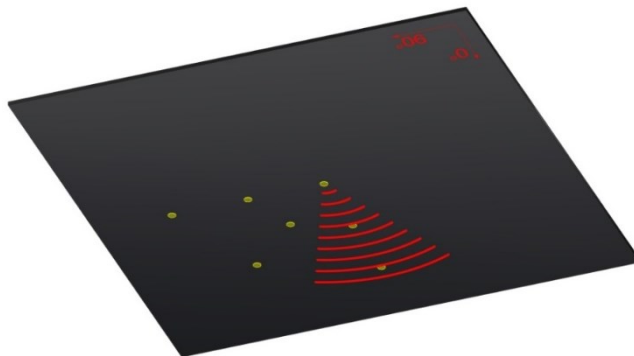


Fig. 7-1

L'Indice di Danno, DI, è definito:

$$DI = \left| 1 - \frac{\sum_{f_k=0}^{f_s/2} FD^2(f_k)}{\sum_{f_k=0}^{f_s/2} FI^2(f_k)} \right| \quad 7-1$$

dove  $f_k$  sono le frequenze in cui gli spettri sono valutati,  $f_s$  è la frequenza di campionamento, FI ed FD sono le ampiezze delle funzioni di risposta in frequenza o spettri rispettivamente delle strutture integre e danneggiate.

L'indice può, in linea di principio, essere definito per un parametro strutturale generico compreso lo spostamento, la velocità, l'accelerazione, la deformazione, o la tensione misurata

dai sensori collegati. Il DI definito in 7-1 restituisce valori diversi da zero solo se si verifica un cambiamento nella risposta dinamica misurata della struttura, e ritorna zero se le misure sperimentali sono identiche.

L'affidabilità della procedura di rilevamento del danno dipende fortemente dall'affidabilità della risposta dinamica della struttura misurata nello stato di riferimento ed in quelli danneggiati. Tuttavia, le misure possono essere influenzate da errori casuali o rumore ambientale, che porta a valori del DI falsi o inesatti. Pertanto, le prove vengono ripetute diverse volte nelle stesse condizioni. Al fine di correlare i valori del DI alla presenza e al grado di danno con un elevato livello di confidenza, i dati raccolti vengono mediati un numero di volte o analisi statistiche vengono eseguite usando la *t* di Student come descritto di seguito.

## 7.2. INDICE DI DANNO STATISTICO

Sia  $FI_i$  la funzione di risposta in frequenza o spettro di  $M$  misurazioni ( $i=1,\dots,M$ ) nella configurazione non danneggiata (baseline). Si consideri come riferimento una di queste misure (ad esempio  $i = 1$ ) e si valuti il DI definito in 7-1 per le restanti ( $M-1$ ) misurazioni per stimare i valori di soglia degli indici di danno:

$$DI_i^{(1)} = \left| 1 - \frac{\sum_{f_k=0}^{f_s/2} FI_i^2(f_k)}{\sum_{f_k=0}^{f_s/2} FI_1^2(f_k)} \right| \quad i = 2, \dots, M \quad 7-2$$

Allo stesso modo, sia  $FD_j$  la funzione di risposta in frequenza o spettro di  $N$  misurazioni ( $j=1,\dots,N$ ) nella configurazione danneggiata. I valori DI vengono calcolati utilizzando la prima funzione di risposta in frequenza o spettro nella configurazione non danneggiata:

$$DI_j^{(2)} = \left| 1 - \frac{\sum_{f_k=0}^{f_s/2} FD_j^2(f_k)}{\sum_{f_k=0}^{f_s/2} FI_1^2(f_k)} \right| \quad j = 1, \dots, N \quad 7-3$$

Un test di Student accoppiato viene applicato per verificare che questi set di  $M$  ed  $N$  misurazioni, appartengano a diverse configurazioni strutturali, con un certo livello di confidenza. La *t* è definita come segue:

$$t = \frac{|\overline{DI}^{(undamaged)} - \overline{DI}^{(damaged)}|}{\sqrt{A \cdot B}} \quad 7-4$$

dove

$$A = \frac{(M-1)+N}{(M-1) \cdot N} \quad 7-5$$

$$B = \frac{[(M-2)\sigma_1^2 + (N-1)\sigma_2^2]}{[(M-1)+(N-2)]} \quad 7-6$$

Nella 7-4,  $\overline{DI}^{(undamaged)}$  e  $\overline{DI}^{(damaged)}$  sono le medie dei due set di misurazioni  $DI_i^{(1)}$  e  $DI_j^{(2)}$  relative rispettivamente alle configurazioni integra e danneggiata;  $\sigma_1$  and  $\sigma_2$  sono le relative deviazioni standard, ed M-1 ed N rappresentano il numero di campioni dei due set. Il numero di "gradi di libertà v" del T-test è una funzione di M-1 e N ( $v = M-1 + N-2$ ) ed è legato al "livello di confidenza" di ciascuna prova. Se M=5 e N=5, allora  $v=7$ , e per un livello di confidenza di 0,975,  $t_{0,975}=2.36$ . Questo significa che se il valore della t calcolata dall'equazione 7-4 è maggiore di 2,36, la differenza tra le medie dei set di dati comparati non è causata da errore casuale, ma è dovuta a reali cambiamenti nelle proprietà fisiche del struttura.

### 7.3. SHORT TIME FOURIER TRANSFORM

La base di questo metodo è che ogni segnale può essere espresso come somma di funzioni seno e coseno. La FFT (Fast Fourier Transform) trasforma il segnale grezzo nel dominio del tempo in uno nel dominio della frequenza, e serve a valutare la spettrogramma frequenza del segnale. La formulazione della FFT è:

$$X(f) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{+\infty} x(t)e^{-i\omega t} dt \quad 7-7$$

Con la FFT è possibile determinare la larghezza della finestra del segnale attuttore: a basse frequenze il range di frequenze eccitate è stretto mentre a frequenze più elevate, ne eccita una gamma più ampia, perdendo in risoluzione in frequenza (Fig. 7-2). Con la FFT tutte le informazioni sul tempo vengono perse, limitando l'analisi del segnale. Per mantenere l'informazione temporale, il segnale deve essere diviso in intervalli, deve essere finestrato, al fine di evitare problemi numerici agli estremi e successivamente si deve applicare la FFT a ciascuno di questi intervalli (STFT). La larghezza della finestra deve essere un compromesso tra la risoluzione nel tempo e la risoluzione di frequenza: una finestra stretta migliora la risoluzione temporale e peggiora quella in frequenza, viceversa, una finestra più ampia dà una risoluzione di frequenza migliore ma peggiora la risoluzione temporale (Fig. 7-3).

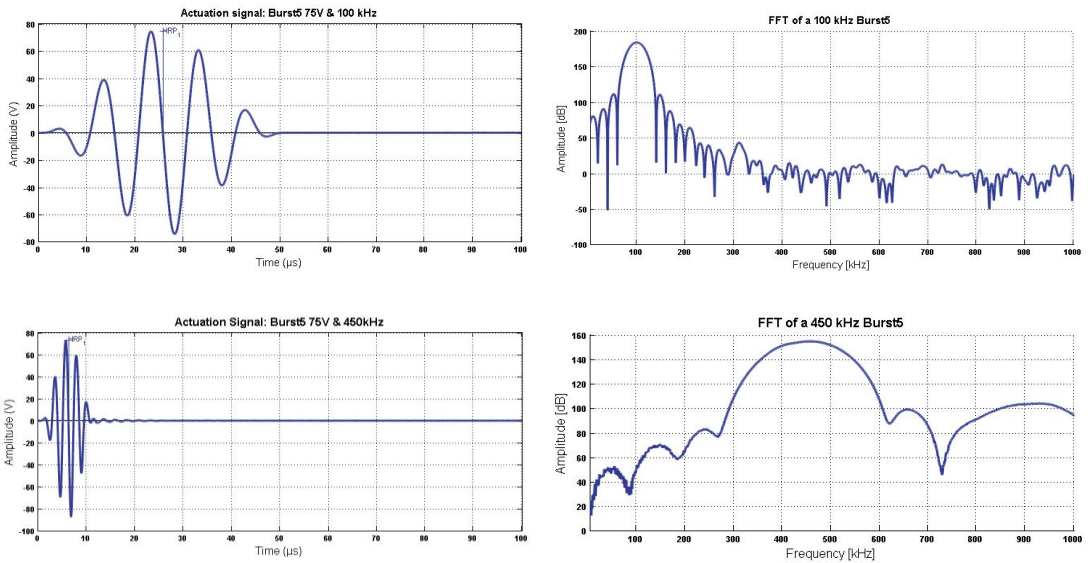


Fig. 7-2: Segnale generato e rispettiva FFT

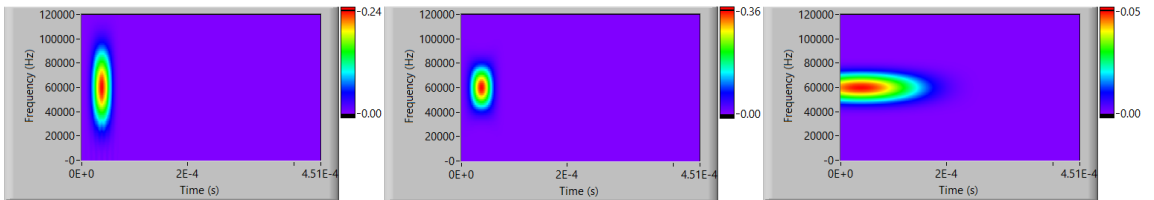


Fig. 7-3

### 7.4. TECNICHE PITCH CATCH E PULSE ECHO

Per l’acquisizione dei segnali possono essere utilizzate due diverse tecniche:

- La Pitch Catch (Fig. 7-4);
- La Pulse Echo (Fig. 7-5).

La prima tecnica impiega l'attenuazione del fascio di ultrasuoni causata dai difetti, per consentire l'identificazione del danno. In questo caso sono utilizzate sonde opposte, con la funzione di attuatori e ricevitori rispettivamente.

La seconda tecnica si basa sulla rilevazione del segnale riflesso da qualsiasi superficie di discontinuità. Per l'analisi dei segnali è possibile definire il tempo di volo tra il segnale e la sua eco (TOF) e quindi la distanza del danno dalla sonda. In questo caso, ogni sonda viene utilizzata sia come trasmettitore e come ricevente.

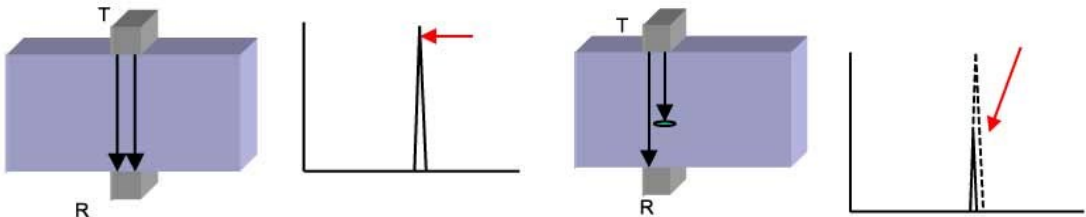


Fig. 7-4: Tecnica Pitch Catch

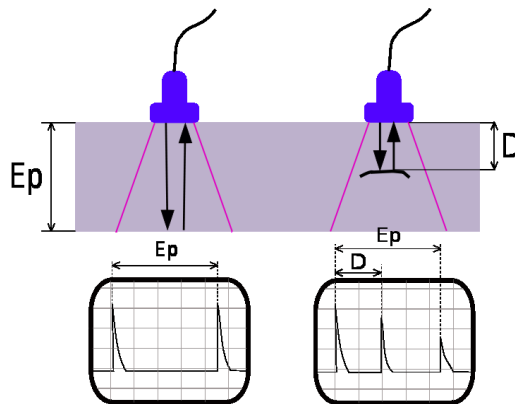
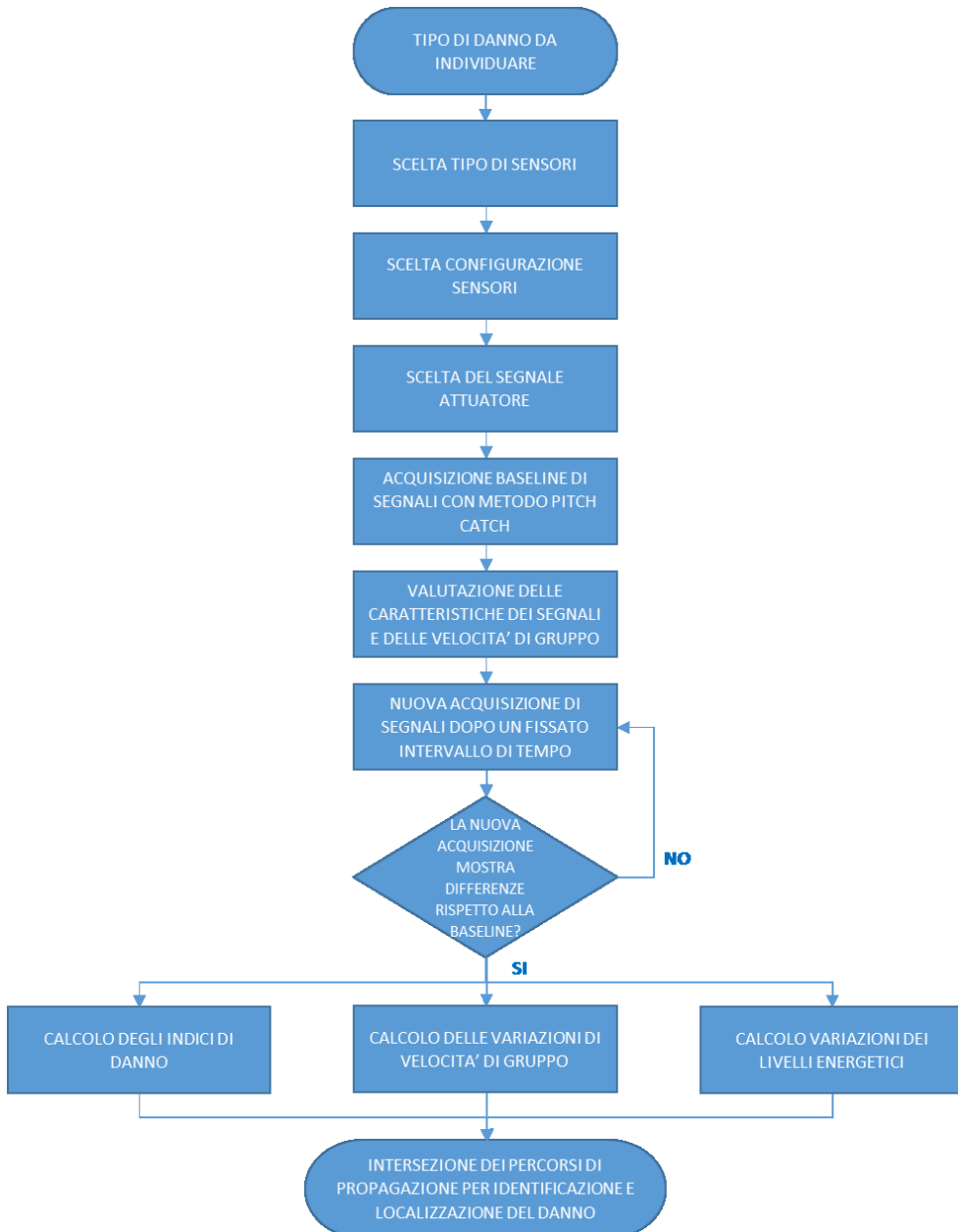


Fig. 7-5: Tecnica Pulse Echo

## 8. ALGORITMO PER L'IDENTIFICAZIONE DEL DANNO





## 9. SVILUPPO DEL SOFTWARE IN AMBIENTE LABVIEW®

Il software sviluppato in ambiente LabVIEW® consente di automatizzare gran parte dell'algoritmo di individuazione del danno, lasciando all'utente la possibilità di intervenire manualmente laddove ritenga opportuno.

L'obiettivo è stato quello di porre le basi per realizzare sistemi di monitoraggio del danno sempre più sofisticati, in grado di fornire valutazioni, anche in tempo reale, dello stato di integrità strutturale. Questo concetto è alla base dell'SHM.

Le modalità tipiche che potrebbero essere richieste per effettuare delle analisi sono principalmente due:

- Analisi in tempo reale;
- Analisi non in tempo reale.

L'analisi in tempo reale può essere utile in situazioni in cui il tempo a disposizione è poco e ciò che interessa è essenzialmente la capacità di identificare il danno, ottenendo un'informazione di tipo on-off, sulla presenza o meno dello stesso.

Quando il tempo a disposizione non è un limite, ed anzi la priorità è rappresentata dalla volontà di svolgere un'analisi accurata delle misurazioni effettuate, allora si può procedere all'acquisizione di tutti i segnali necessari, per poi condurre l'analisi in un secondo momento.

### 9.1. CALCOLO DELLE DISTANZE TRA I SENSORI

La prima operazione da effettuare quando ci si accinge ad analizzare una struttura è definire la configurazione di tutti i sensori necessari e quindi calcolare tutte le distanze per ogni coppia sensori qualunque. A tal fine il primo blocco del software valuta tutte le disposizioni semplici di  $n$  elementi presi a  $k$  alla volta:

$$D_{n,k} = \frac{n!}{(n-k)!} \quad 9-1$$

Dove  $n$  rappresenta il numero di sensori installati e  $k$  il gruppo di sensori considerati di volta in volta. Nel calcolo delle distanze tra due sensori,  $k$  è sempre pari a 2:

$$D_{n,k} = \frac{n!}{(n-2)!} \quad 9-2$$

Con una configurazione di 4 sensori si ottengono così 12 valori di distanze (Fig. 9-1):

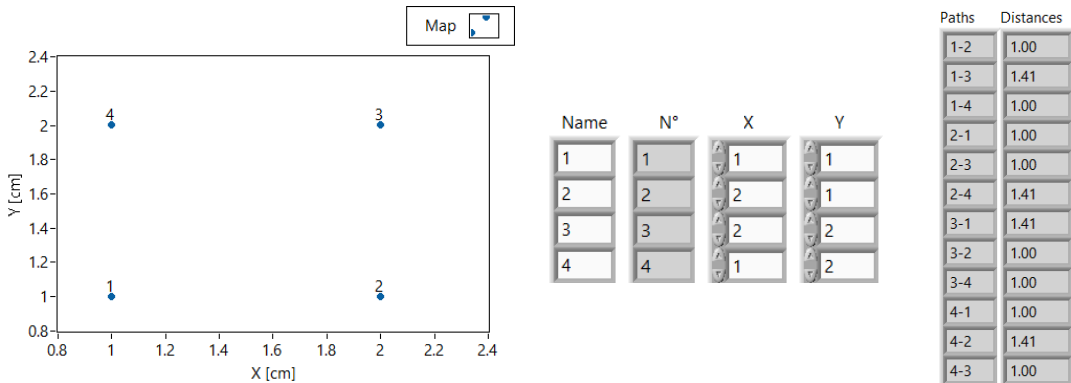


Fig. 9-1

Per ogni coppia di sensori, vengono presi in considerazione i percorsi nei due versi (1-2 e 2-1) in quanto nelle analisi è fondamentale possedere, per ogni segnale, anche il reciproco, valutato nella stessa direzione, ma propagato in verso opposto. Il software fornisce in uscita un file contenente l'identificativo di ogni percorso con la relativa distanza.

## 9.2. ANALISI DEI SEGNALI MEDIANTE SHORT TIME FOURIER TRANSFORM

A seconda delle situazioni, può essere necessario effettuare le analisi dei segnali in tempo reale, cioè nel momento stesso in cui questi vengono acquisiti, con la strumentazione montata sulla struttura, oppure in un secondo momento. Per tale ragione il software consente sia di eseguire analisi istantaneamente, che in momenti successivi.

La scheda NI X Series USB 6366 consente di acquisire fino ad otto canali simultaneamente ad ognuno dei quali è connesso un sensore. Per ogni canale in acquisizione, il software legge e memorizza il segnale e ne fa la STFT, calcolando lo spettrogramma sotto forma di matrice. Tale matrice descrive la distribuzione di energia del segnale nel dominio congiunto tempo-frequenza. Il programma misura l'ampiezza massima dello spettrogramma ed il tempo e la frequenza relativi a tale ampiezza. Fornendo in ingresso la matrice contenente i nomi dei percorsi e le relative distanze, il programma può calcolare il tempo di volo e la velocità di gruppo.

In funzione della frequenza del segnale generato e della frequenza di campionamento dei segnali acquisiti, è necessario agire su alcuni parametri fondamentali della STFT al fine di ottimizzarne il calcolo. In particolare bisogna definire innanzitutto il tipo di finestra che si vuole utilizzare per valutare la STFT. Successivamente si deve impostare la lunghezza della finestra, misurata in

numero di campioni, ed il passo temporale, che indica lo scorrimento tra una finestra e la successiva, anch'essa misurata in numero di campioni.

Infine si deve definire la risoluzione spettrale (frequency bins), che specifica la dimensione della FFT nell'esecuzione della STFT.

La relazione che consente di valutare la frequency bins è la seguente:

$$Bin = \frac{f_{sample}}{N_{record}} \quad 9-3$$

dove  $N_{record}$  è il numero di punti acquisiti del segnale nel dominio del tempo e  $f_{sample}$  è la frequenza di campionamento. Al fine di comprendere meglio i parametri appena elencati, necessari per il calcolo della STFT si riporta la Fig. 9-2:

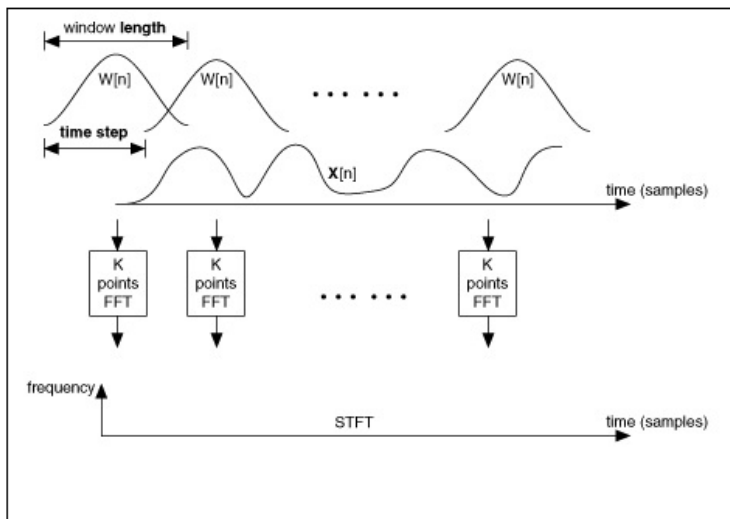


Fig. 9-2

### 9.3. ACQUISIZIONE DEI SEGNALI IN TEMPO REALE

Quando si conduce un'analisi dei segnali in tempo reale, il software consente di acquisire ed analizzare fino ad 8 segnali simultaneamente. Si procede all'acquisizione ed al salvataggio dei segnali da utilizzare come baseline per le successive analisi. Dopo aver definito la situazione di riferimento, si può passare al monitoraggio in tempo reale dei segnali ricevuti dagli otto sensori scelti.

In questo caso il software, come si può vedere dalla Fig. 9-4, consente di impostare:

- I canali da acquisire, in questo caso tutti e otto i canali dallo 0 al 7;
- Il numero di campioni da acquisire per ogni canale;
- Il tipo di acquisizione, che può essere continua o finita;
- La frequenza di campionamento dei segnali acquisiti.

In uscita il software fornisce, sia per il canale in generazione che per ognuno di quelli in acquisizione, la time history dei segnali e ne fa la STFT. Dall'analisi dei segnali nel dominio tempo-frequenza è possibile ricavare il tempo di volo (ToF), la velocità di gruppo, la frequenza dominante del segnale. Per ognuno dei canali acquisiti è necessario fornire la distanza del sensore dall'attuatore. In Fig. 9-3 è mostrato il segnale generato con la rispettiva STFT, la massima ampiezza in Volt ed il tempo e la frequenza relativi a tale ampiezza.

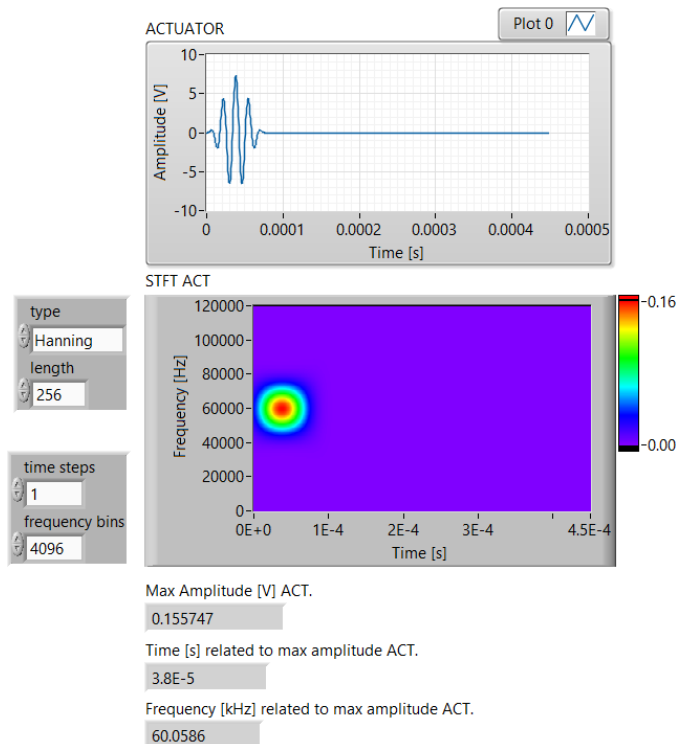


Fig. 9-3

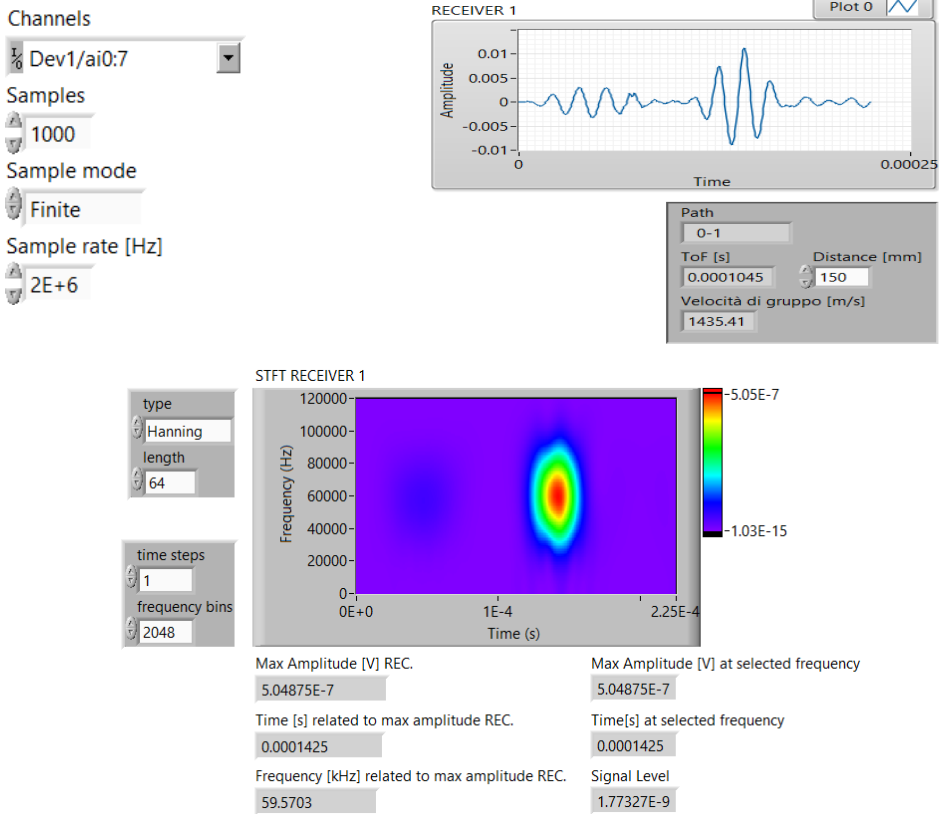


Fig. 9-4

Di seguito si riporta il diagramma a blocchi adoperato per interfacciare il personal computer e il Front Panel con la strumentazione:

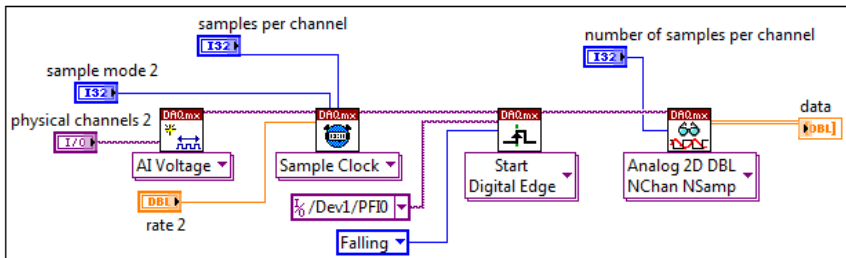


Fig. 9-5

9.4. AQUISIZIONE DEI SEGNALI NON IN TEMPO REALE

Il software consente anche di effettuare le analisi in un secondo momento rispetto alle acquisizioni. In questo caso si acquisiscono prima tutti i segnali da utilizzare come baseline, e poi quelli relativi alla situazione da voler controllare. Il software genera per ogni gruppo di acquisizioni, un file xls contenente nella prima colonna il tempo e nelle successive tutti i segnali acquisiti (Fig. 9-7). È fondamentale che le acquisizioni avvengano sempre nello stesso ordine, che deve corrispondere anche a quello utilizzato nel calcolo automatico delle distanze (Fig. 9-6). In questo modo il software può associare ad ogni segnale il relativo nome identificativo e la distanza misurata automaticamente (Fig. 9-8).

	A	B	C
1	0-1,150		
2	0-2,150		
3	0-4,150		
4	0-5,150		
5	0-26,150		
6	0-27,150		
7	0-28,150		
8	0-29,150		
9	0-30,150		
10	0-31,150		
11	0-32,150		
12	0-33,150		

Fig. 9-6

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	5E-07	0	-1.95E-05	0	-1.95E-05	1.95E-05	0	0	1.95E-05	-1.95E-05
3	0.000001	-1.95E-05	-1.95E-05	-1.95E-05	-1.95E-05	3.91E-05	1.95E-05	0	1.95E-05	0
4	1.5E-06	-1.95E-05	-1.95E-05	-1.95E-05	-3.91E-05	3.91E-05	1.95E-05	0	1.95E-05	-1.95E-05
5	0.000002	0	-1.95E-05	1.95E-05	0	3.91E-05	1.95E-05	0	1.95E-05	-1.95E-05
6	2.5E-06	3.91E-05	3.91E-05	3.91E-05	3.91E-05	3.91E-05	1.95E-05	0	1.95E-05	0
7	0.000003	1.95E-05	1.95E-05	1.95E-05	1.95E-05	0	-1.95E-05	0	0	-1.95E-05
8	3.5E-06	-1.95E-05	-1.95E-05	-1.95E-05	-1.95E-05	1.95E-05	0	1.95E-05	0	0
9	0.000004	0	0	0	0	3.91E-05	1.95E-05	1.95E-05	1.95E-05	1.95E-05
10	4.5E-06	5.86E-05	5.86E-05	5.86E-05	5.86E-05	3.91E-05	1.95E-05	1.95E-05	1.95E-05	0
11	0.000005	0.000117	9.77E-05	0.000117	9.77E-05	3.91E-05	1.95E-05	0	1.95E-05	1.95E-05
12	5.5E-06	0.000137	0.000137	0.000137	0.000156	3.91E-05	0	0	1.95E-05	0

Fig. 9-7

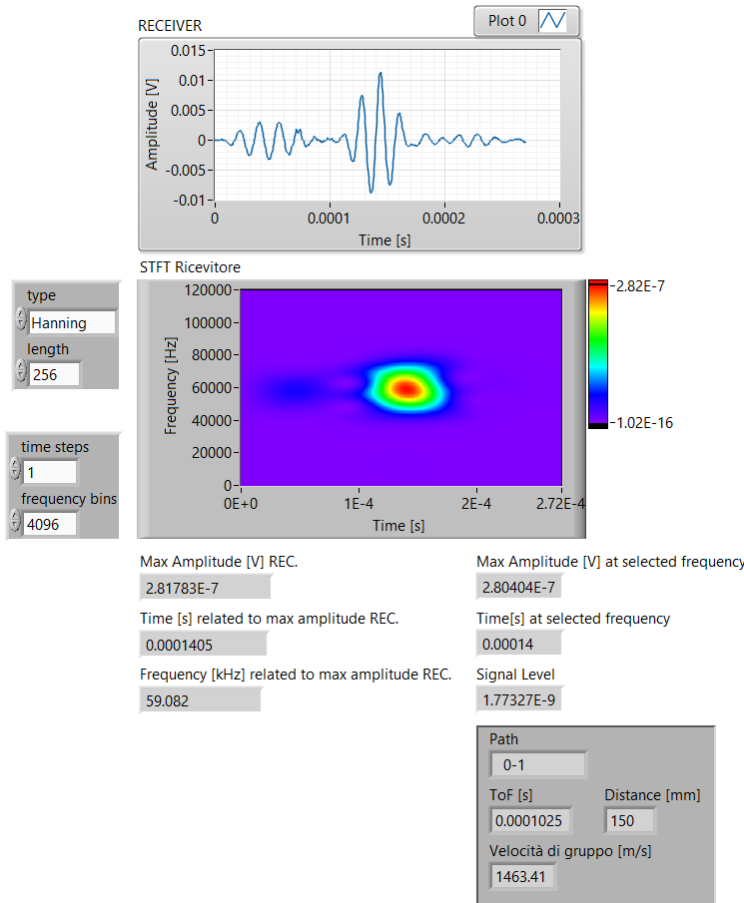


Fig. 9-8

Nel caso in cui un segnale acquisito presentasse delle riflessioni tali da inficiarne l'analisi, il software dà la possibilità di partizionare manualmente il segnale, eliminando la parte superflua.

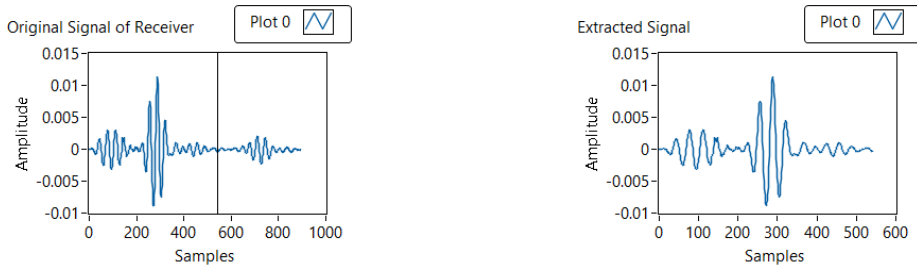


Fig. 9-9

### 9.5. ANALISI DEI SEGNALI

Il software analizza tutti i segnali acquisiti, li confronta con quelli di riferimento e ne valuta le variazioni di velocità di gruppo, di intensità e ne calcola gli indici di danno (Fig. 9-10).

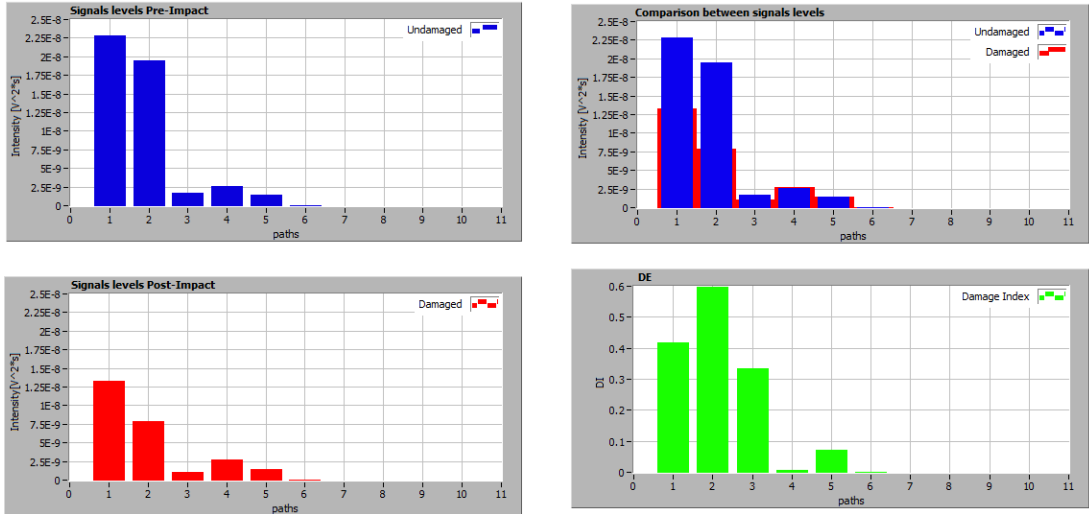


Fig. 9-10

Il software produce un grafico che mette in evidenza i percorsi soggetti alle variazioni e consente anche di impostare manualmente una soglia in modo che i segnali che si trovino al di sotto di questa, di fatto vengono esclusi. Di seguito sono mostrati i percorsi che partono dai trasduttori 1 e 2, che hanno mostrato variazioni della velocità di propagazione superiori al valore medio di tutte le variazioni di velocità misurate su tutti i percorsi.

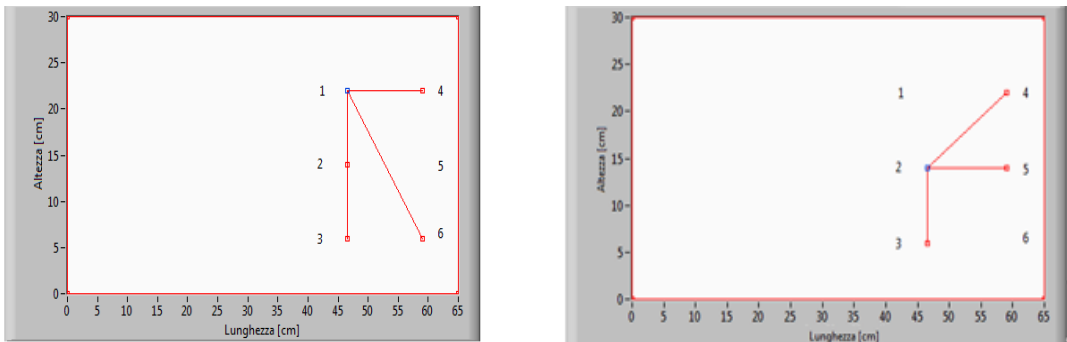


Fig. 9-11



## 10. PROVE SPERIMENTALI

### 10.1. TEST SU PANNELLI PIANI

Sono stati condotti test di propagazione di onde di Lamb e test di identificazione del danno (delaminazione) su pannelli piani.

#### 10.1.1. TEST SU PANNELLO PIANO IN FIBRA DI CARBONIO

Prove di identificazione del danno sono state eseguite su un pannello in carboresina avente dimensioni 550x550x2.6mm, costituito da lamine di tessuto in fibra di carbonio, twill 2/2 con sequenza di laminazione  $[(0,90), (0,90), (+/-45)]_{2s}$ .

Per lo scopo della prova, sono stati incollati 8 sensori del tipo PIC255 lungo il perimetro di un quadrato di lato 150mm. I sensori così disposti sono risultati essere ad una distanza minima di 75mm l'uno dall'altro.

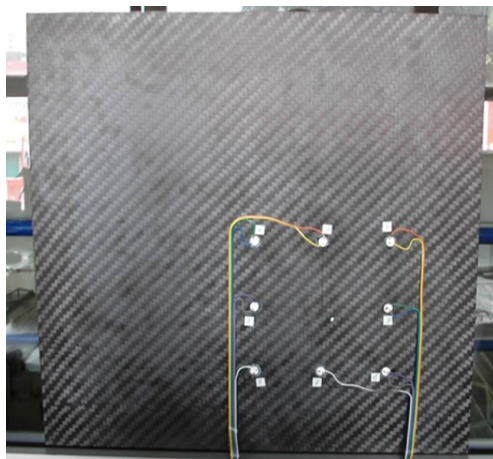


Fig. 10-1: Configurazione sensori

Per la definizione della baseline, un'acquisizione preliminare è stata eseguita utilizzando tutti i percorsi ottenibili utilizzando sequenzialmente ognuno degli otto piezoelettrici come attuttore, ed i rimanenti sette come sensori. Quello che si è fatto è stato valutare tutte le disposizioni semplici ottenibili con gli otto sensori, presi a due alla volta. In tal modo la baseline ottenuta è risultata costituita da 56 segnali.

Successivamente è stato eseguito un impatto che ha realizzato una delaminazione avente dimensioni massime di 21x21mm. Le dimensioni del danno sono state rese note dall'analisi ultrasonica C-Scan eseguita sul pannello, nell'area interessata dall'impatto.

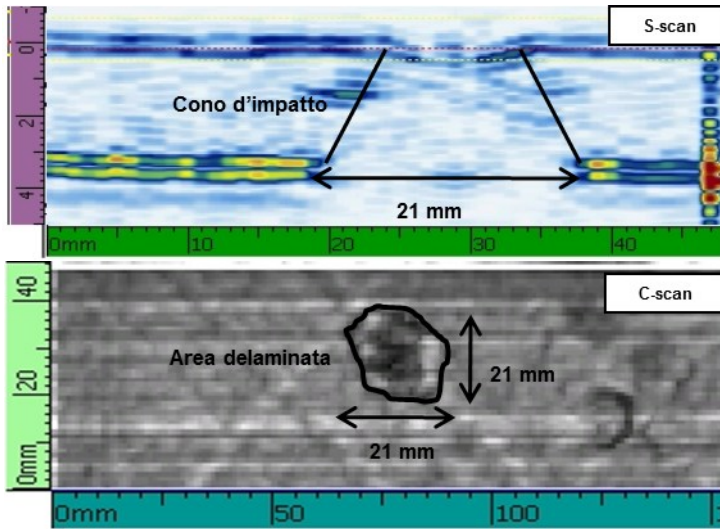


Fig. 10-2: Analisi S-Scan e C-Scan

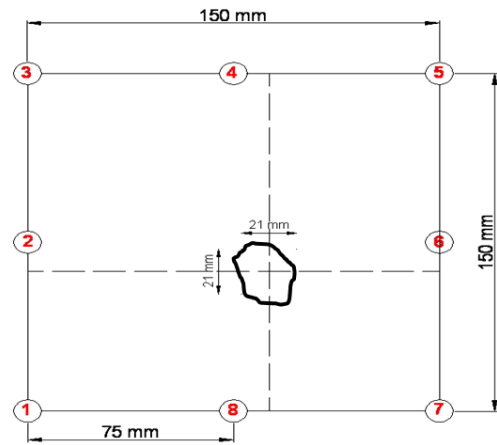
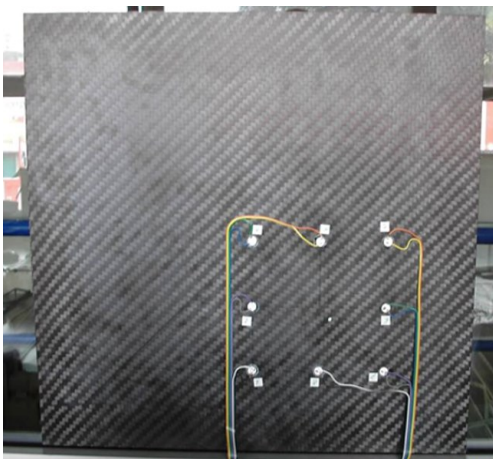


Fig. 10-3: Dimensione e posizione del danno

Dal confronto dei segnali acquisiti dopo l'impatto con quelli di riferimento, sia le variazioni di velocità, che gli indici di danno valutati sulle intensità dei segnali, hanno fornito un'indicazione accettabile sulla presenza e la posizione del danno.

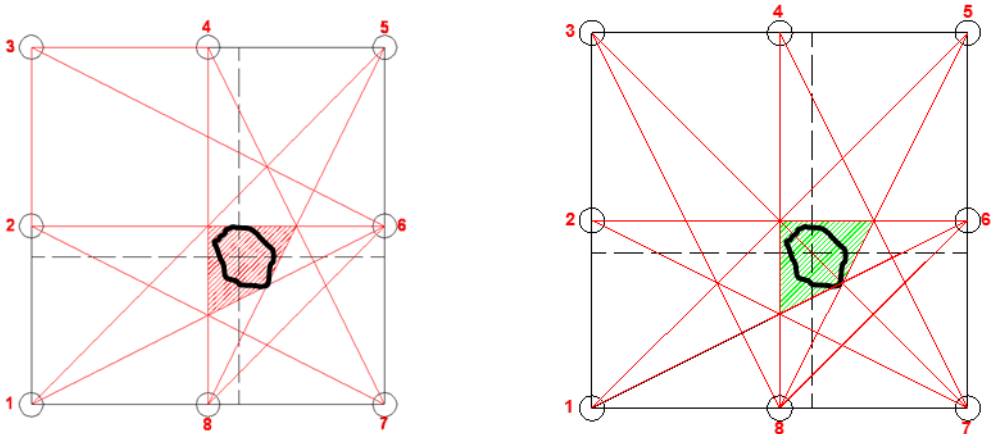


Fig. 10-4: Identificazione del danno con  $\Delta V$  ed indici di danno DI

I percorsi evidenziati sono quelli che hanno superato il valore medio di tutte le variazioni misurate.

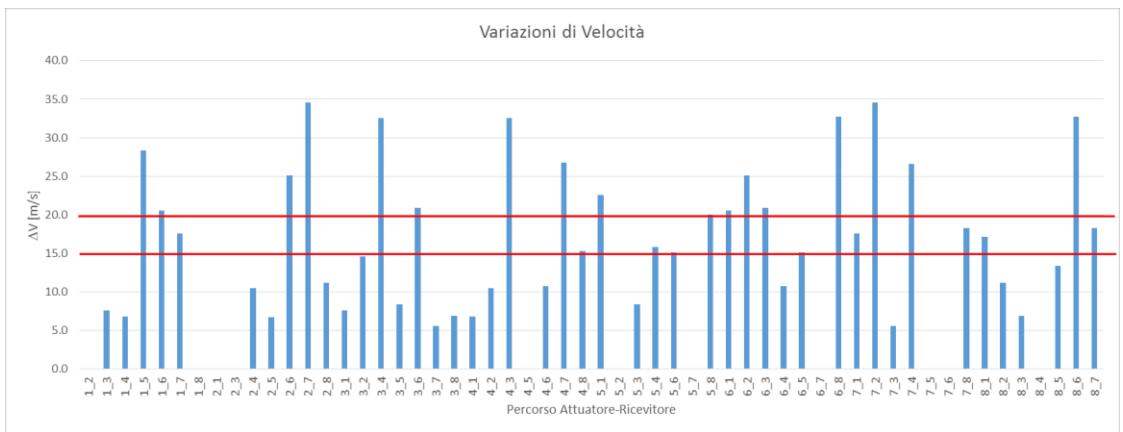


Fig. 10-5: Variazioni di velocità su ogni percorso

Dal rapporto tra la dimensione dell'area ispezionabile con i sensori e la dimensione della delaminazione, si osserva che con una tale configurazione si è andati ad ispezionare un'area pari a circa 51 volte il danno.

### 10.1.2. TEST SU UN PANNELLO PIANO IN FIBRA DI CARBONIO CON STRATO DI RAME

Nell'ambito del progetto Europeo SARISTU, coordinato da AIRBUS, sono stati eseguiti dei test su un pannello piano in carboresina di dimensioni 600x600 mm, composto da dieci strati dello spessore di 0.480mm circa l'uno, di tipo unidirezionale, biassiale e tessuto, a formare uno stratificato bilanciato simmetrico. Sono inoltre presenti un sottile strato di fibra di vetro sul lato interno del pannello, ed una rete di rame con una striscia al centro di spessore maggiore sul lato esterno. Il rame funge da protezione dai fenomeni di lightning.

Nella configurazione preliminare stati usati quattro piezoelettrici Piceramic PIC 255 aventi diametro 10 mm e spessore 0.2 mm.

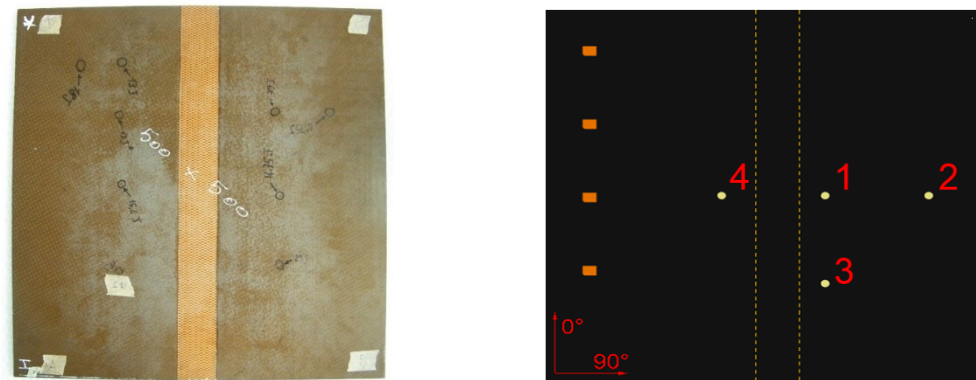


Fig. 10-6: Percorsi di propagazione analizzati

Per incollare questi piezo, la superficie del pannello è stata preliminarmente carteggiata e pulita con isopropanolo e poi è stato applicato un sottile strato di Hysol EA9394, un adesivo epossidico bicomponente. Tre di questi piezoelettrici sono stati applicati in modo da determinare la velocità di gruppo nelle tre direzioni principali (0°, 45° e 90°). Un quarto piezo stato incollato sul lato opposto rispetto alla striscia di rame, per studiare l'influenza di questa sui segnali.

Velocità di gruppo sperimentali					
			50 kHz	60 kHz	
Attuatore	Ricevitore	Direzione [°]	Velocità Cg [m/s]	Velocità Cg [m/s]	

1	3	0°	1610	1643	
2	3	45°	1538	1552	
1	2	90°	1509	1548	
4	1	90° (attraverso la striscia di rame)	1445	1454	Decelerazione
4	2	90° (attraverso la striscia di rame)	1509	1503	Accelerazione

Tab. 4

Dall'analisi dei segnali si nota l'effetto che la striscia di rame ha sulla velocità di propagazione dei segnali. Confrontando i segnali 1-2 e 4-1 si vede come il secondo presenti una velocità ridotta rispetto al primo. Questa riduzione, imputabile alla presenza della striscia di rame, non si riscontra sul percorso 4-2. Se ne deduce che la striscia di rame influenza la velocità di propagazione, ma solo localmente.

Successivamente, anche 16 DuraAct P-876.SP1 con dimensioni 16x13mm e 0.5 mm di spessore sono stati incollati sui quattro lati del pannello, a 100mm di distanza l'uno dall'altro, ed a 50mm dai bordi. Altri due sono stati posti centralmente ed ai lati della striscia di rame.

Parallelamente sono stati condotti test di impatto su un pannello gemello, per calibrare l'energia d'impatto necessaria a produrre una delaminazione di 100mm<sup>2</sup>. Tali test di calibrazione sono stati effettuati con energie variabili da 13J a 39J.

Con l'aiuto della termografia agli infrarossi e l'analisi ultrasoniche C-Scan, è stato identificato l'impatto a 18J come quello che ha prodotto la delaminazione desiderata.

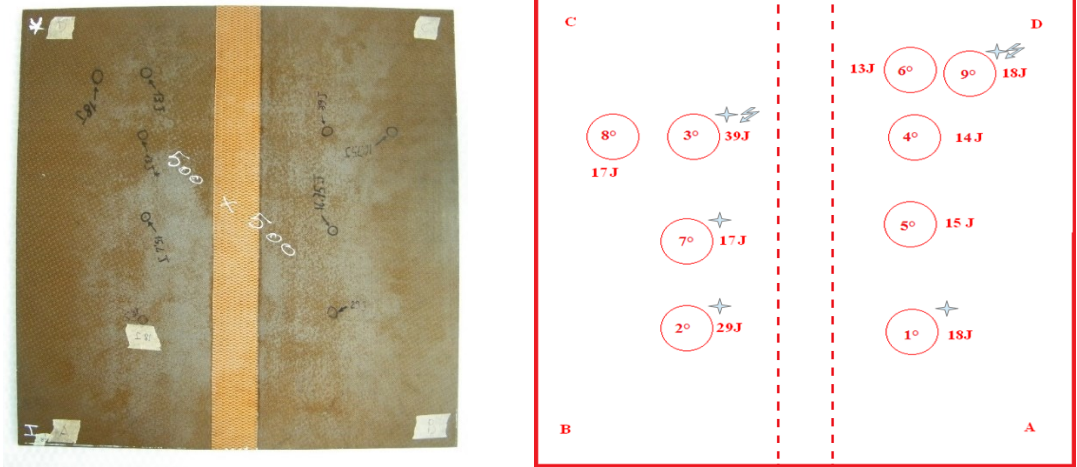


Fig. 10-7: Pannello per test di calibrazione e schema impatti

Nello schema riportato in Fig. 10-7 con una croce sono indicati gli impatti che hanno provocato una delaminazione nel pannello, mentre con una saetta sono indicati gli impatti che hanno provocato la rottura del pannello sul lato opposto a quello dell'impatto.

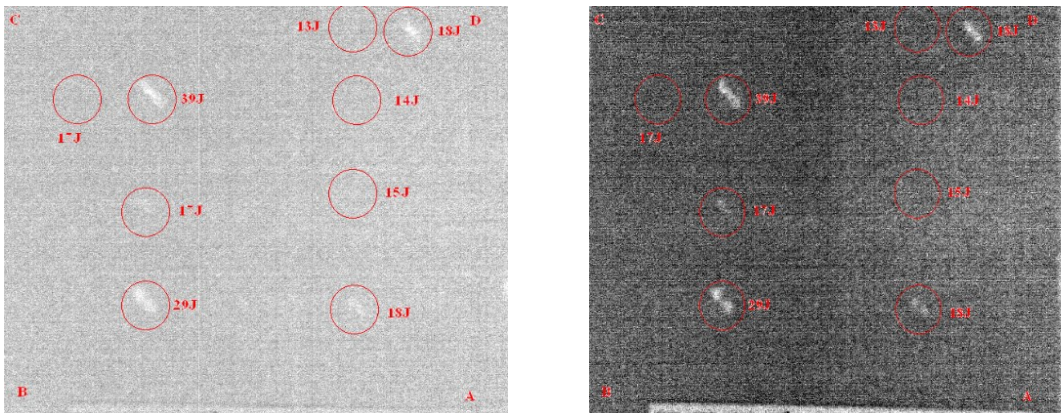


Fig. 10-8: Analisi termografica all'infrarosso

In Fig. 10-8 sono mostrate due immagini termografiche ottenute con la tecnica Lock-in. A sinistra l'analisi è stata condotta ad una frequenza di 0.88 Hz, mostrando le delaminazioni ad una profondità di 1.75mm. A destra ad una frequenza di 0.53 Hz, mostrando le delaminazioni ad una profondità di 2.25mm. I valori di profondità sono calcolati rispetto alla superficie mostrata alla termocamera.

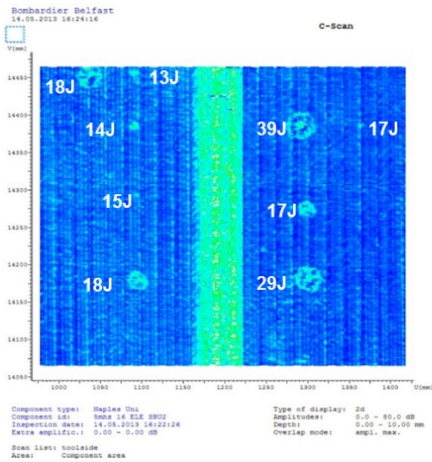


Fig. 10-9: Analisi C-Scan

Prima di effettuare l'impatto calibrato sul pannello sensorizzato, sono stati acquisiti i segnali con il pannello allo stato integro, come base di riferimento per le analisi. I due piezoelettrici centrali sono stati usati come attuatore, mentre quelli sui lati come ricevitori.

I livelli di energia sono risultati essere gli stessi per la zona integra e quella danneggiata, ad eccezione dei percorsi che intersecano il danno.

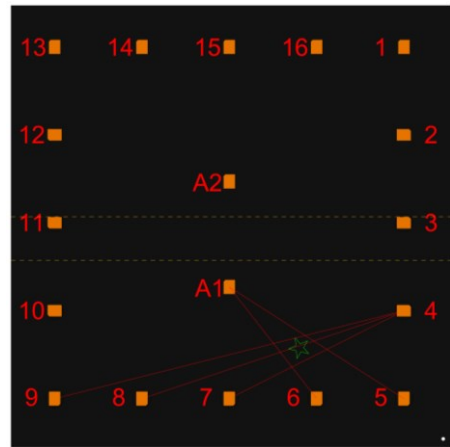
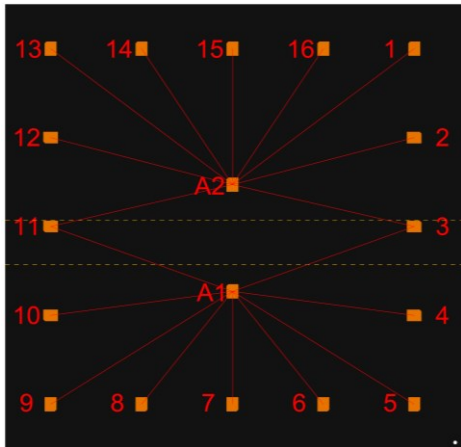


Fig. 10-10: Percorsi di propagazione analizzati

Per determinare più esattamente la posizione e la dimensione danni un'altra analisi è stata effettuata utilizzando un piezo sul lato come attuatore. In questo modo è stato possibile delimitare il danno.

## 10.2. TEST SU PANNELLI IRRIGIDITI

Sono stati condotti, su pannelli irrigiditi di vario spessore e sequenza di laminazione, test di propagazione ed identificazione del danno come delaminazioni nello skin e scollamenti dei correnti.

### 10.2.1. PANNELLO IRRIGIDITO ALARE

L'attività condotta sul pannello si è posta come obiettivo quello di:

- Misurare le velocità di propagazione;
- Acquisire la time history dei percorsi di propagazione per ottenere una baseline, prima di effettuare impatti e prove meccaniche di fatica;
- Acquisire la time history dei percorsi di propagazione dopo gli impatti, e dopo diversi cicli di fatica, per valutare e monitorare la presenza e la propagazione del danno.

La posizione dei danneggiamenti di seguito proposta è stata scelta per evidenziare il comportamento di diverse aree di interesse dello skin soggette ad uno stesso tipo di impatto.

Tali zone sono state suddivise in tre gruppi:

- Aree comprese tra due rinforzi (baia);
- Aree sotto all'anima del rinforzo;
- Aree sotto al piede del rinforzo.

La configurazione dei piezoelettrici, in questo caso tutti del tipo PIC255, è stata scelta in modo da circoscrivere le aree di danneggiamento imposto al fine di ottenere una più semplice caratterizzazione del danno ed una più comprensibile lettura dei segnali acquisiti.

Il segnale di eccitazione è stato un 4,5 seni a 60kHz, finestrato con finestra Hanning.

Come mostrato in Fig. 10-11 per gli impatti nella baia, quattro piezoelettrici sono stati posizionati intorno al danno, al fine di studiarne l'influenza nelle direzioni  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ , e  $90^\circ$ . Per quanto riguarda gli impatti sotto i piedi e l'anima dei rinforzi, sono stati collocati due sensori, uno per ciascuna delle due campate adiacenti, al fine di analizzare le variazioni dei segnali prima e dopo l'impatto.



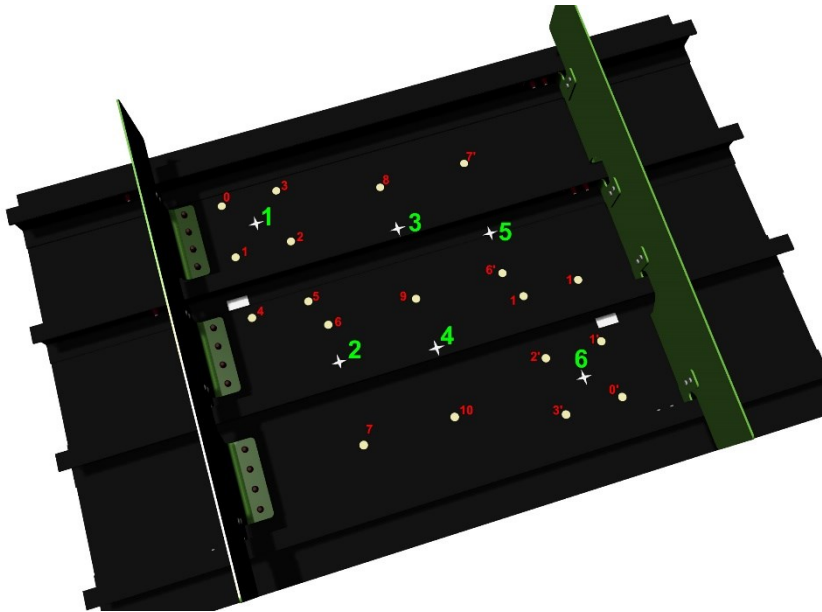


Fig. 10-11: Posizione dei sensori e dei danni

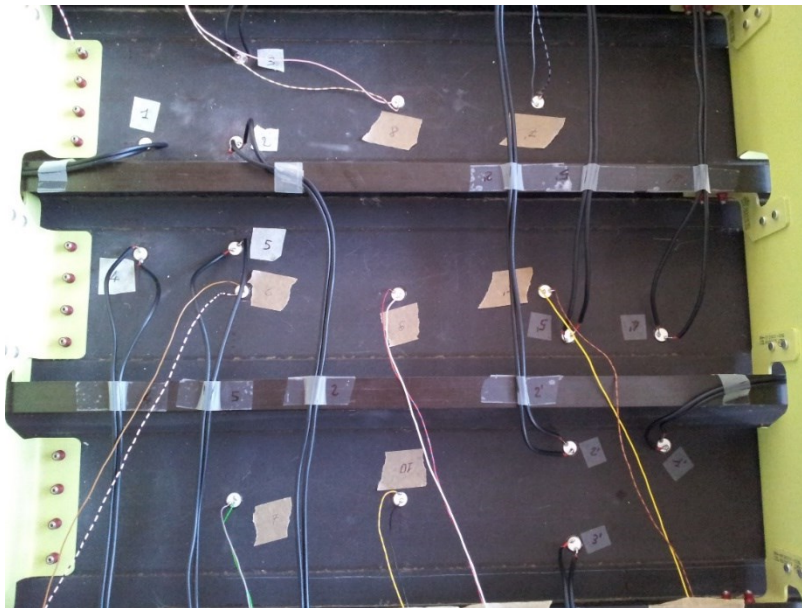


Fig. 10-12: Posizionamento dei sensori

Nella Tab. 5 sono riportati i valori delle velocità di gruppo misurati a 60kHz, nelle direzioni a  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  e  $90^\circ$ . I valori più elevati sono registrati a  $\pm 45^\circ$ , quelli intermedi a  $0^\circ$  e i più bassi a  $90^\circ$ .

Noto il legame tra la velocità di propagazione e le caratteristiche elastiche del materiale, se ne deduce che il pannello è caratterizzato da una forte direzionalità delle fibre che sono per lo più orientate nella direzione  $\pm 45^\circ$ .

<b>Valutazione della velocità di gruppo a 60kHz nelle direzioni principali <math>0^\circ</math>, <math>\pm 45^\circ</math> e <math>90^\circ</math></b>			
Percorso	Direzione	Distanza [mm]	Velocità di gruppo [m/s]
0'_1'	$90^\circ$	70	1238
0'_2'	$+45^\circ$	100	1600
0'_3'	$0^\circ$	70	1489
1'_0'	$90^\circ$	70	1272
1'_2'	$0^\circ$	70	1394
1'_3'	$-45^\circ$	100	1672
2'_0'	$+45^\circ$	100	1666
2'_1'	$0^\circ$	70	1405
2'_3'	$90^\circ$	70	1223
3'_0'	$0^\circ$	70	1521
3'_1'	$-45^\circ$	100	1718
3'_2'	$90^\circ$	70	1245

Tab. 5

Il pannello è stato successivamente consegnato ad Alenia, la quale ha provveduto a realizzare i 6 impatti previsti.

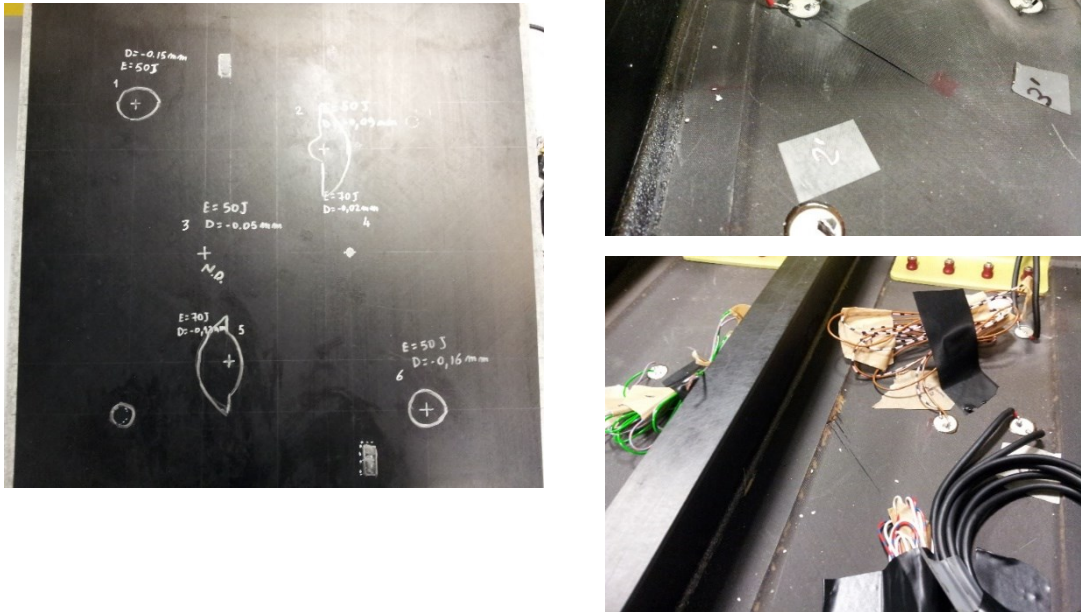


Fig. 10-13

Nella Fig. 10-13 a sinistra è mostrato il lato esterno del pannello, con la traccia delle dimensioni delle delaminazioni ottenute a seguito degli impatti, misurate mediante C-Scan dal CIRA. A destra sono visibili gli effetti degli impatti sul lato interno del pannello.

A valle di questi, sono state effettuate nuove acquisizioni, ed i risultati, in termini di variazioni di velocità e indici di danno, sono riportati di seguito.

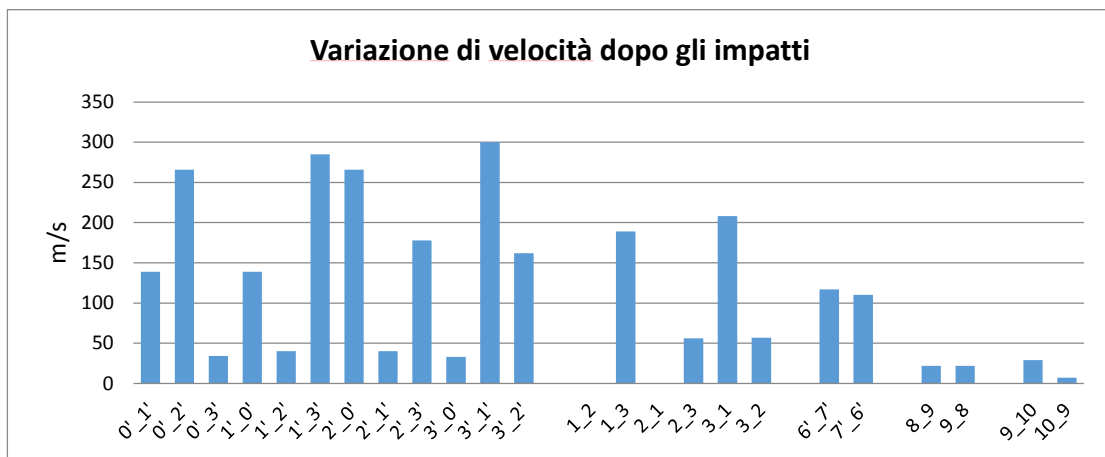


Fig. 10-14

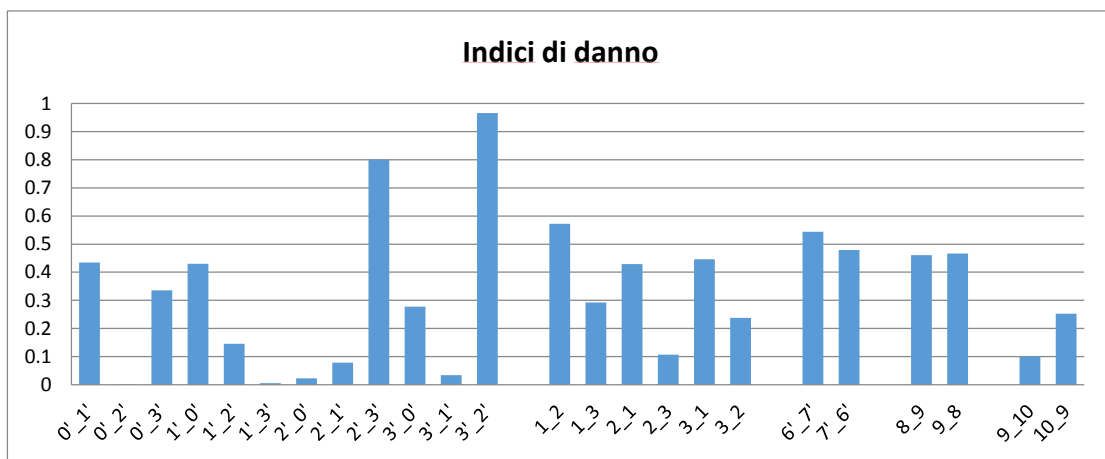


Fig. 10-15

### 10.2.2. PANNELLO IRRIGIDITO RADICE ALARE

Il pannello in esame ha dimensioni 650x280x8mm ed è irrigidito sul lato corto con tre correnti aventi anima 55x10mm e piedi 75x5mm, distanziati in modo da formare due baie larghe 130mm. La sequenza di laminazione di questo pannello non è nota.

L'attività svolta si è posta come obiettivi:

- L'individuazione delle curve di Tuning e di Dispersione nelle direzioni principali a  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  e  $90^\circ$ ;
- Il danneggiamento del pannello all'interno di una baia per produrre una delaminazione di circa  $100\text{mm}^2$ ;
- Il danneggiamento del pannello sotto ad un piede di un corrente al fine di produrre uno scollamento dello stesso;

L'individuazione dei suddetti danni, è avvenuto utilizzando esclusivamente sensori piezoelettrici DuraAct.

Si è proceduto ad individuare le zone da impattare al fine di scegliere la migliore configurazione di sensori possibile, che è risultata essere costituita da 6 sensori di cui 4 posti agli angoli di un quadrato di lato 80mm, all'interno di una delle due baie disponibili per intero, ed altri 2 collocati nell'altra baia, sul lato più esterno.

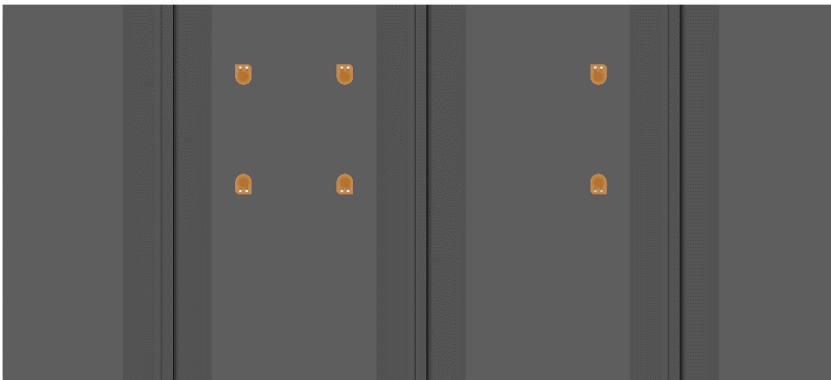


Fig. 10-16: Area tecnica

La scelta di lasciare un margine di 25mm tra i sensori e gli irrigidimenti, è motivata da due ragioni:

- Evitare sovrapposizioni tra il segnale generato o acquisito, con le riflessioni dovute agli irrigidimenti stessi.
- Lasciare una zona tecnica di appoggio per la piastra di serraggio, utilizzata durante gli impatti.

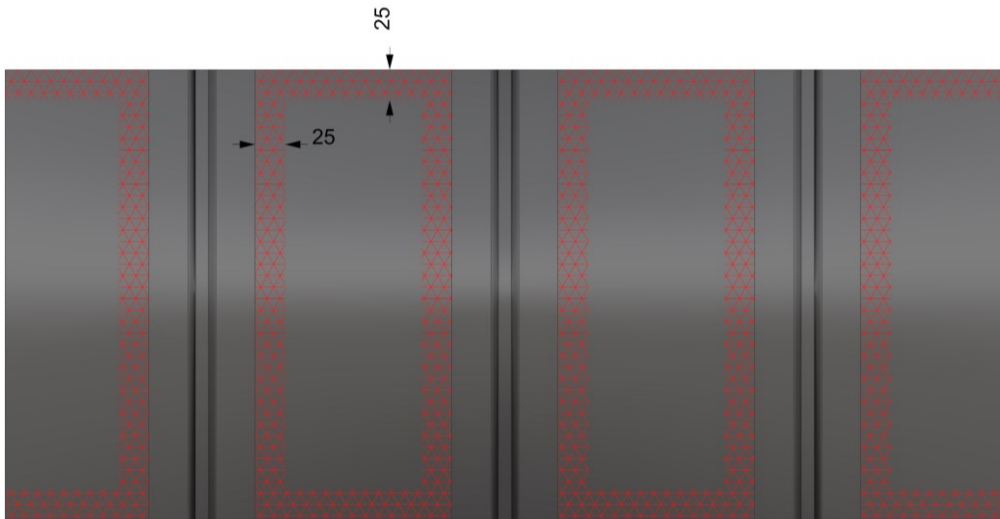


Fig. 10-17: Area tecnica

La piastra di serraggio è stata progettata appositamente per il pannello in esame, ed è stata realizzata in modo da rendere possibili gli impatti a due quote differenti, in tutte le baie e sotto a tutti gli irrigidimenti, mantenendo le condizioni di vincolo quanto più simili possibile tra di loro.

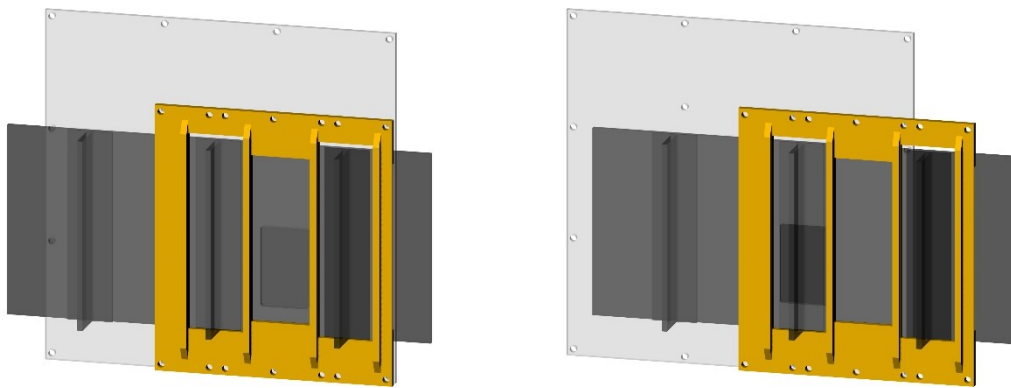


Fig. 10-18: Impatto nella baia e sotto all'anima del rinforzo

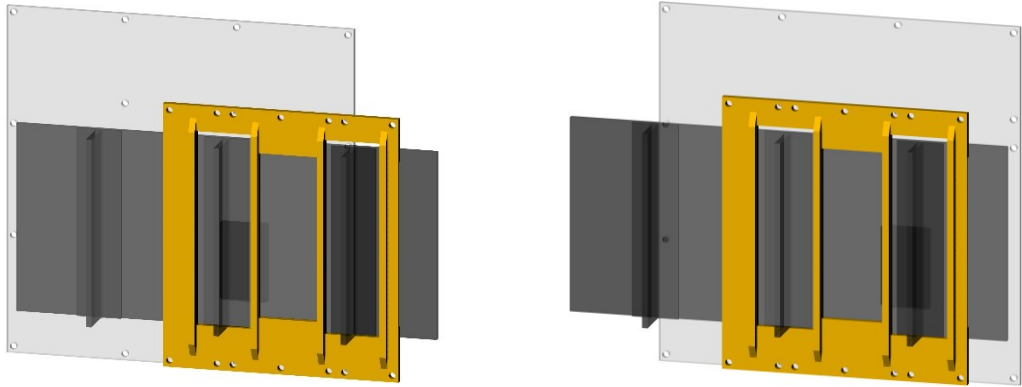


Fig. 10-19: Impatto sotto ai piedi del rinforzo

Non avendo a disposizione un pannello gemello su cui fare degli impatti di calibrazione, si è proceduto secondo esperienza, impattando a circa 60J nella baia.

Sono stati acquisiti i segnali utilizzando a turno, ognuno dei 6 piezoelettrici come attuttore e gli altri come ricevitori. Così facendo si è ottenuta una baseline di 30 segnali.

Si è proceduto ad impattare il pannello al centro della baia sensorizzata e si è misurata la delaminazione ottenuta mediante scansione C-Scan.

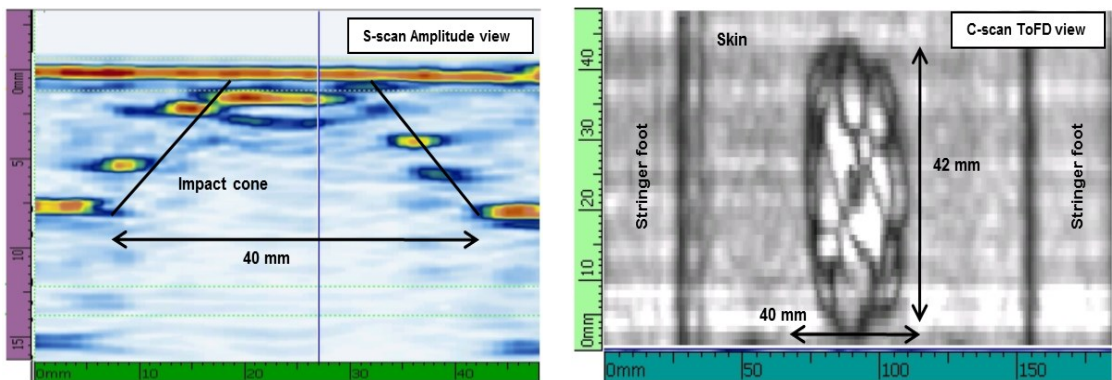


Fig. 10-20: Scansione ultrasonica S-Scan e C-Scan impatto nella baia

Dall'analisi ultrasonica si è evinta una delaminazione di dimensioni massime 40x42mm.

Il confronto dei segnali di riferimento con quelli acquisiti dopo l'impatto, danno evidenza della presenza del danno, mostrando elevate variazioni di velocità sui percorsi intersecanti lo stesso.

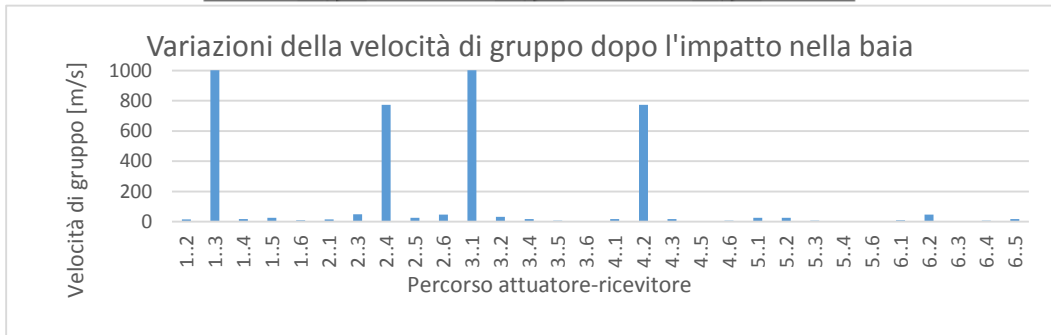
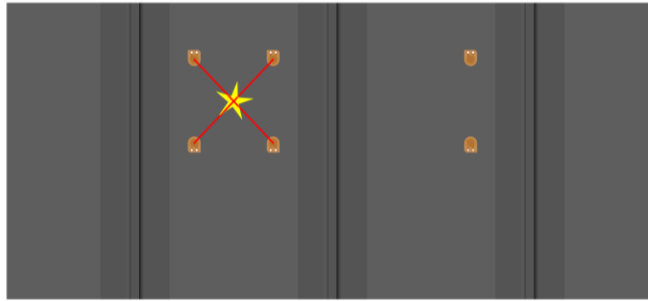


Fig. 10-21

Successivamente si è andati ad impattare il pannello sotto al piede destro del rinforzo centrale, utilizzando ancora una volta 60J di energia ottenendo uno scollamento del rinforzo di dimensioni massime 16x180mm, così come indicato dalle scansioni C-Scan. Dalle immagini in Fig. 10-22 si nota come lo scollamento sia avvenuto in corrispondenza dell'interfaccia tra il pannello ed il rinforzo.



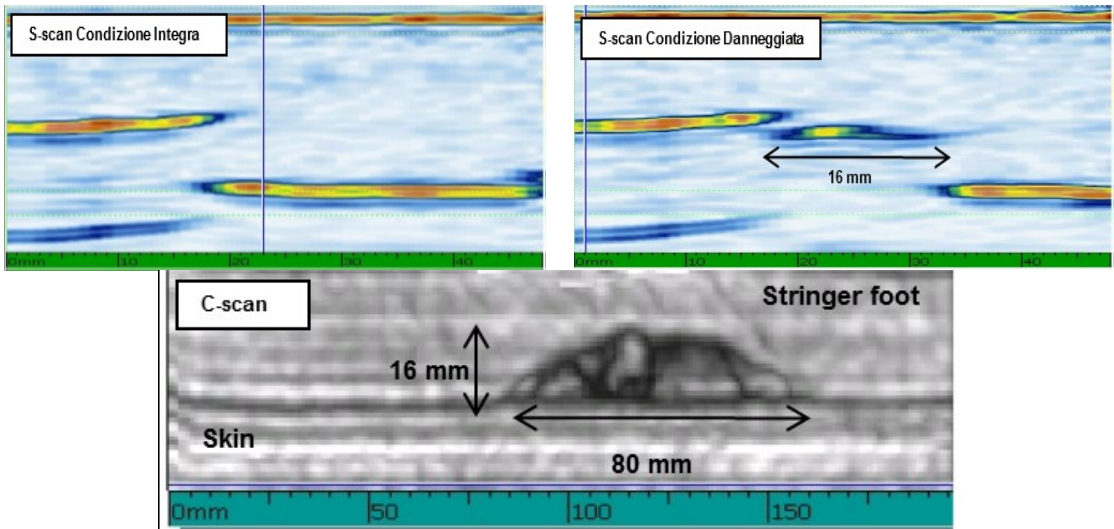


Fig. 10-22: Scansione ultrasonica S-Scan e C-Scan scollamento rinforzo

Il confronto dei segnali acquisiti dopo questo secondo impatto, è stato fatto utilizzando come riferimento quelli ottenuti a valle del primo impatto.

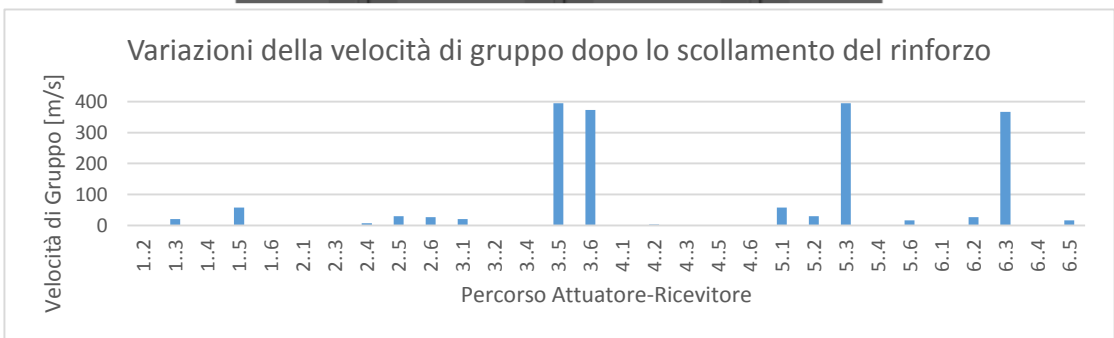
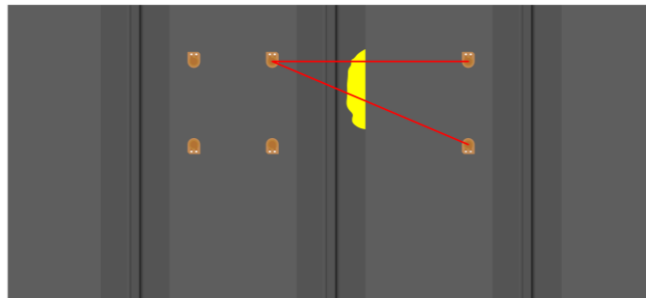


Fig. 10-23

Anche in questo caso l'analisi dei segnali ha evidenziato la presenza del danno, mostrando elevate variazioni di velocità solo sui percorsi intersecanti lo stesso.

### 10.3. TEST SU PANNELLO A SPESSORE VARIABILE

Sono stati condotti test di propagazione ed identificazione del danno su un pannello piano, non irrigidito, avente dimensioni 625x1790mm e spessore variabile da 6 a 10mm.

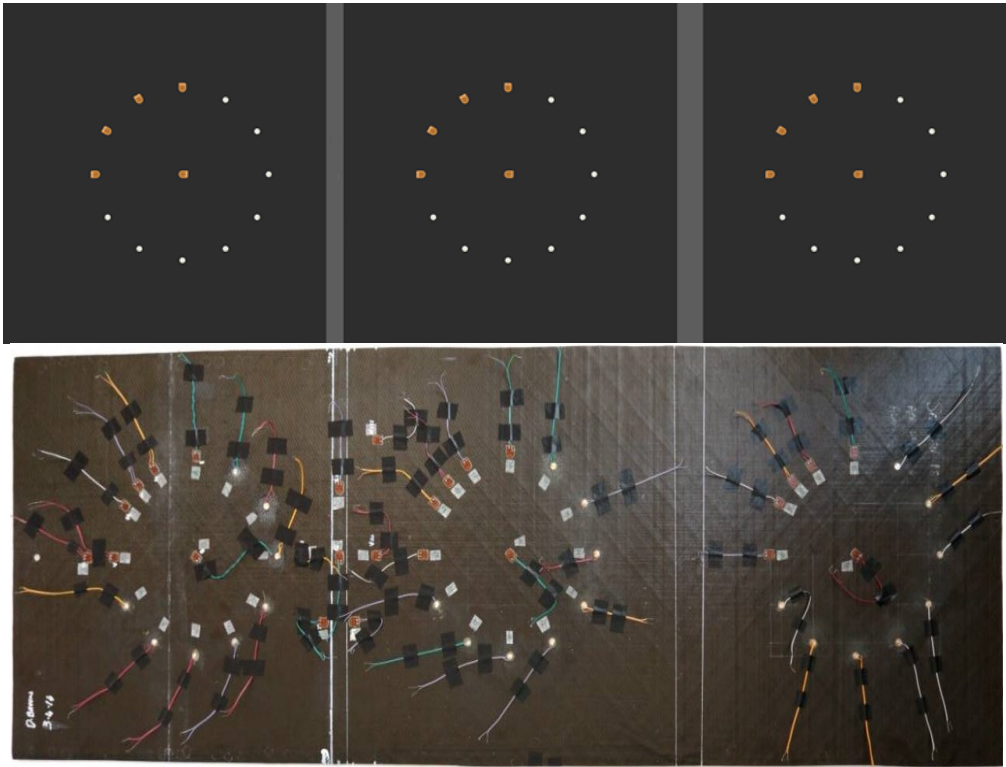


Fig. 10-24

In particolare esso è costituito da 5 aree distinte, rispettivamente di dimensioni:

- 625x535x6mm
- 625x580x8mm
- 625x600x10mm
- Una rampa di collegamento tra i 6 e gli 8 mm, 625x45mm

- Una rampa di collegamento tra gli 8 e i 10mm, 625x30mm

Su ognuna delle aree a spessore costante, sono stati incollati 12 sensori equidistanti lungo una circonferenza di raggio 150mm, più uno posto al centro della stessa. All'interno di queste circonferenze sono stati effettuati degli impatti calibrati per svolgere le prove di identificazione del danno.

Per le prove di propagazione sono stati usati sensori del tipo DuraAct, incollati in modo da acquisire segnali nelle direzioni a 0°,30°,45°,60° e 90°. Le acquisizioni sono state fatte a 50kHz e a 250kHz.

In Tab. 6 sono riportati i risultati dell'analisi. Dal confronto delle velocità nelle diverse direzioni, che risultano essere pressoché simili, si evince la quasi isotropia del pannello.

Panel Thickness [mm]	Path Direction [degrees]	Actuator/Receiver Distance [mm]	Group Velocity at 50 kHz [m/s]	Group Velocity at 250 kHz [m/s]
6	0° [20_21 path]	150	1492	3947
6	30° [20_22 path]	150	1531	3676
6	45° [20_23 path]	150	1500	3750
6	60° [20_24 path]	150	1579	4360
6	90° [20_25 path]	150	1579	4746
Panel Thickness [mm]	Path Direction [degrees]	Actuator/Receiver Distance [mm]	Group Velocity at 50 kHz [m/s]	Group Velocity at 250 kHz [m/s]
8	0° [14_15 path]	150	1485	4032
8	30° [14_16 path]	150	1463	4335
8	45° [14_17 path]	150	1500	4438
8	60° [14_18 path]	150	1485	4601
8	90° [14_19 path]	150	1538	5067
Panel Thickness [mm]	Path Direction [degrees]	Actuator/Receiver Distance [mm]	Group Velocity at 50 kHz [m/s]	Group Velocity at 250 kHz [m/s]
10	0° [0_1 path]	150	1456	4190
10	30° [0_2 path]	150	1449	3731
10	45° [0_3 path]	150	1500	3658
10	60° [0_4 path]	150	1500	3826
10	90° [0_5 path]	150	1523	5435

Tab. 6

Sono state inoltre valutate le curve di dispersione e di tuning per ognuno dei tre spessori, nelle direzioni 0°, 45° e 90°.

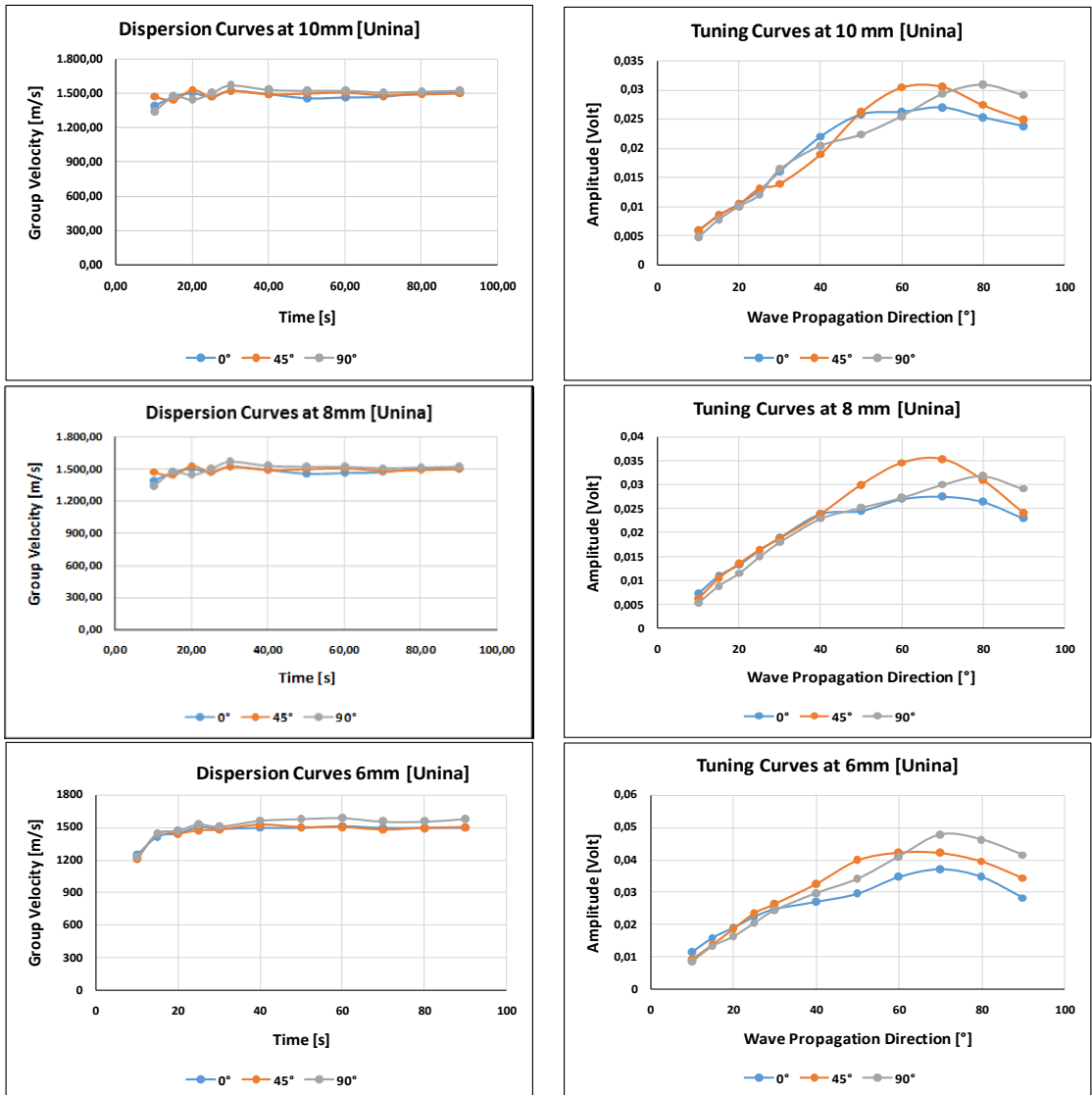


Fig. 10-25: Curve di dispersione e di tuning

Sono stati instalati degli ulteriori sensori in prossimità e lunga la rampa di collegamento tra gli 8mm ed i 10mm, al fine di valutare gli effetti del cambio di spessore sui segnali.

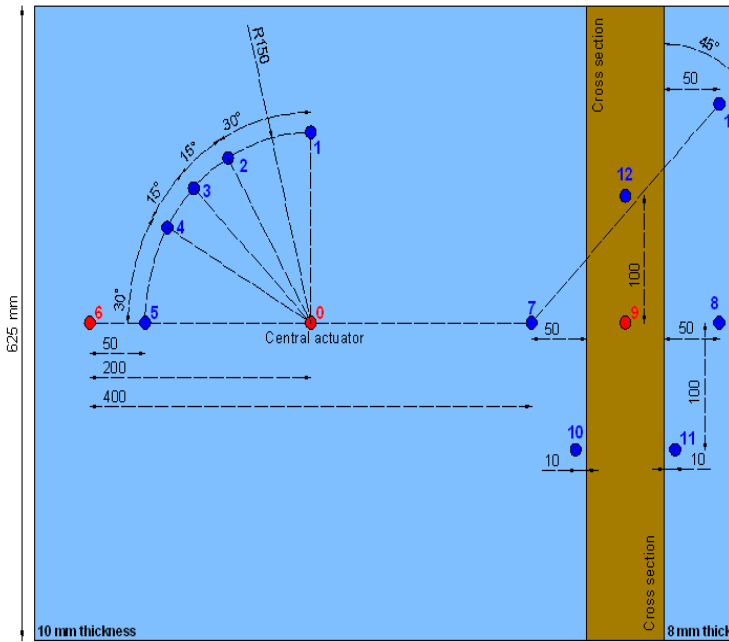


Fig. 10-26: Posizione sensori sulla rampa

L'effetto riscontrato è quello di un rallentamento dell'onda nel passaggio dallo spessore maggiore a quello minore, ed un'accelerazione nel passaggio dallo spessore minore a quello maggiore.

Case	Direction [degrees]	Actuator/Receiver Distance [mm]	Group Velocity at 50 kHz [m/s]
1	90° [7_8 path]	130	1547
2 ↓	90° [7_9 path]	65	1477
2 ↑	90° [9_7 path]	65	1494
3 ↓	90° [10_11 path]	50	1408
3 ↑	90° [11_10 path]	50	1428
4	45° [7_13 path]	242	1657
5	0° [9_12 path]	100	1481

Fig. 10-27: Effetto del cambio di spessore

Per l'esecuzione delle prove di impatto, non avendo a disposizione un pannello gemello, la calibrazione è stata fatta sul pannello stesso, nelle aree esterne alle circonferenze.

Per cercare di mantenere, nei vari impatti, le condizioni di vincolo del pannello pressoché invariate, sono state realizzate una piastra ed una contro piastra quadrate con area interna utile di 200x200mm, serrate con quattro morse (Fig. 10-28).

In questo modo si è potuto individuare un sufficiente numero di punti dove effettuare gli impatti di calibrazione.

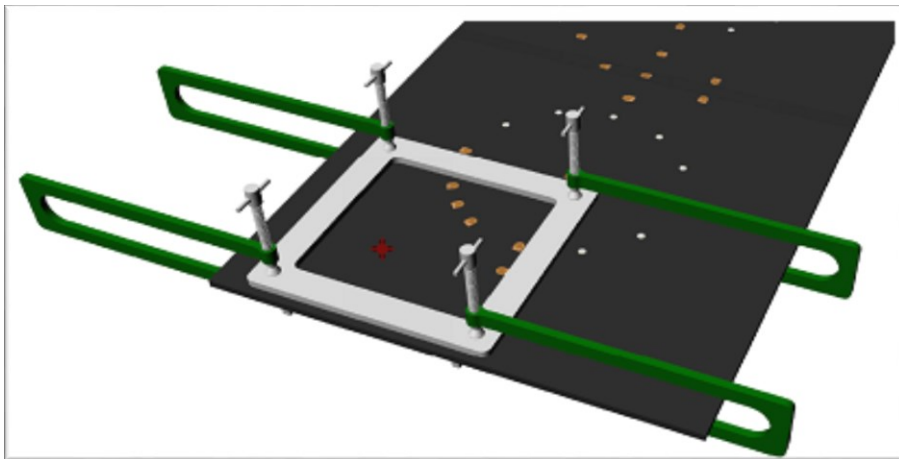


Fig. 10-28

Il pannello è stato poi interamente vincolato al banco di prova per scongiurare possibili spostamenti durante gli impatti (Fig. 10-29, Fig. 10-30).

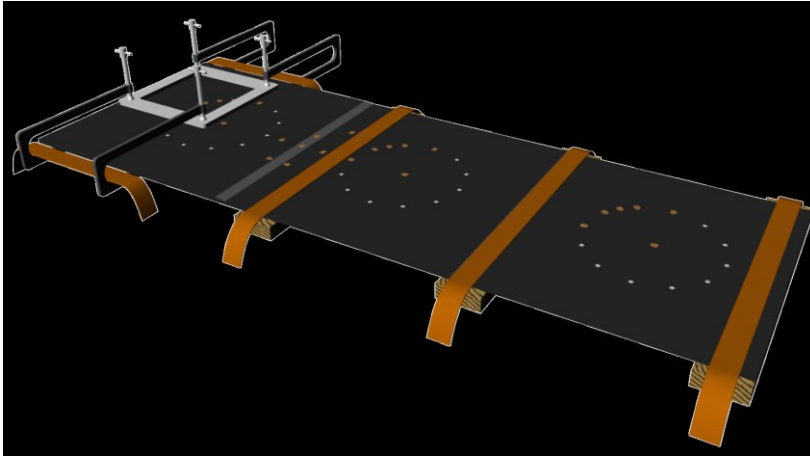


Fig. 10-29: Schema di vincolo

Gli impatti sono stati eseguiti negli stabilimenti di Alenia a Pomigliano d'Arco, utilizzando l'impattatore verticale in loro possesso.

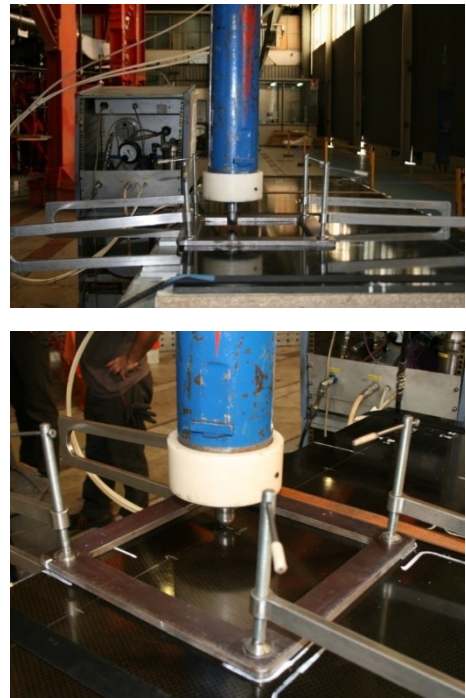


Fig. 10-30: Pannello vincolato e pronto ad essere impattato

Le prove di calibrazione sono state effettuate nelle aree esterna ai sensori per valutare la soglia di energia minima che producesse una delaminazione. Dopo l'identificazione della soglia di energia



di impatto per ogni spessore, un impatto è stato impartito in ciascuna area sensorizzata circolare. Gli impatti sono stati effettuati ortogonalmente alla superficie del pannello, sul lato della superficie liscia (esterna) con un impattatore sferico da 1 pollice di diametro.

Gli intervalli di energie utilizzate per gli impatti di calibrazione sono stati:

- Da 25 J a 85 J per 6 mm;
- Da 100 J a 110 J per 8 mm;
- Da 125 J a 155 J per 10 mm.

Ogni impatto è stato analizzato con analisi ad ultrasuoni C-Scan ed S-Scan al fine di evidenziare la presenza del danno e valutare le dimensioni dell'area delaminata.

Di seguito sono riportati i risultati delle suddette analisi per ogni impatto effettuato.

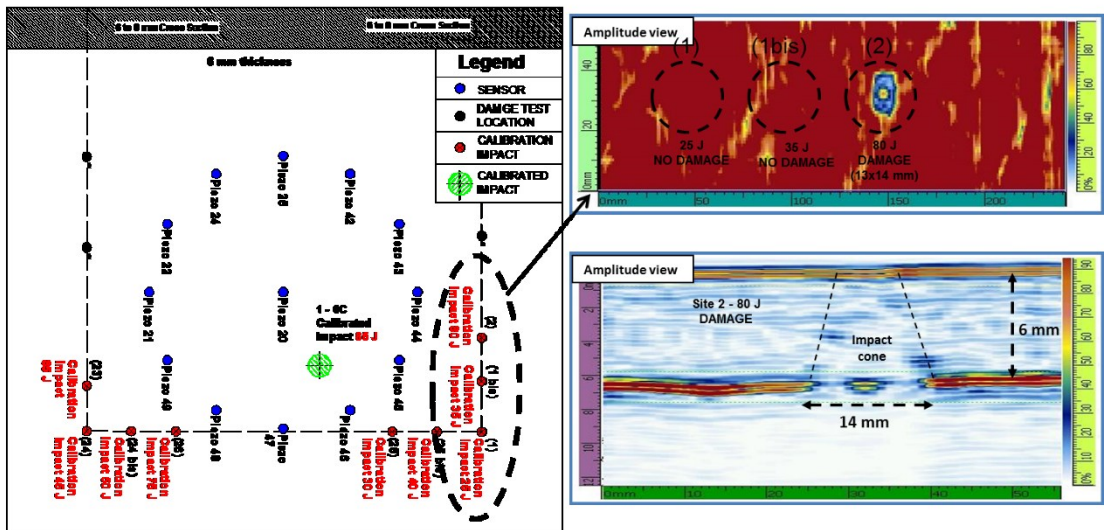


Fig. 10-31: Impatti di calibrazione – Baia da 6mm

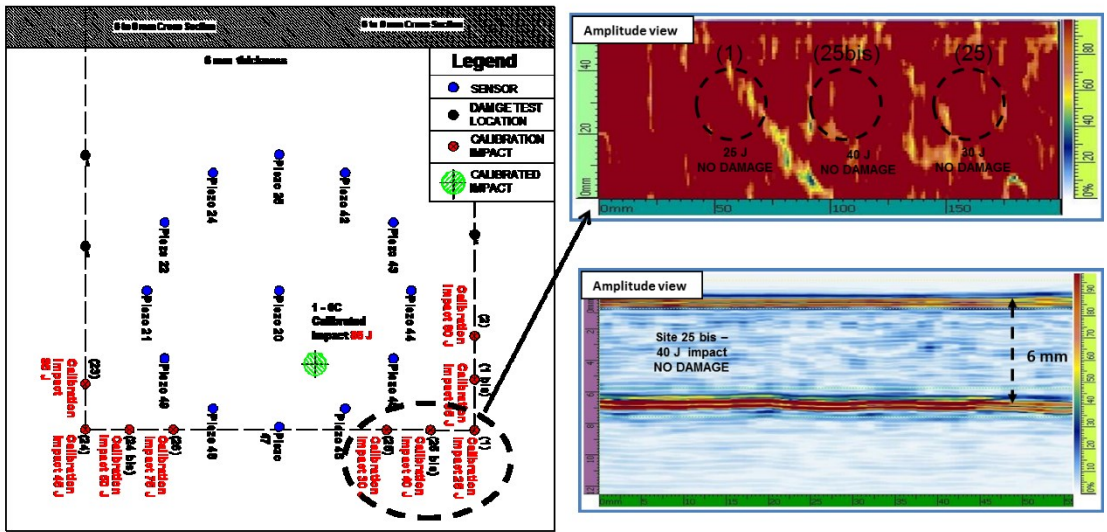


Fig. 10-32: Impatti di calibrazione – Baia da 6mm

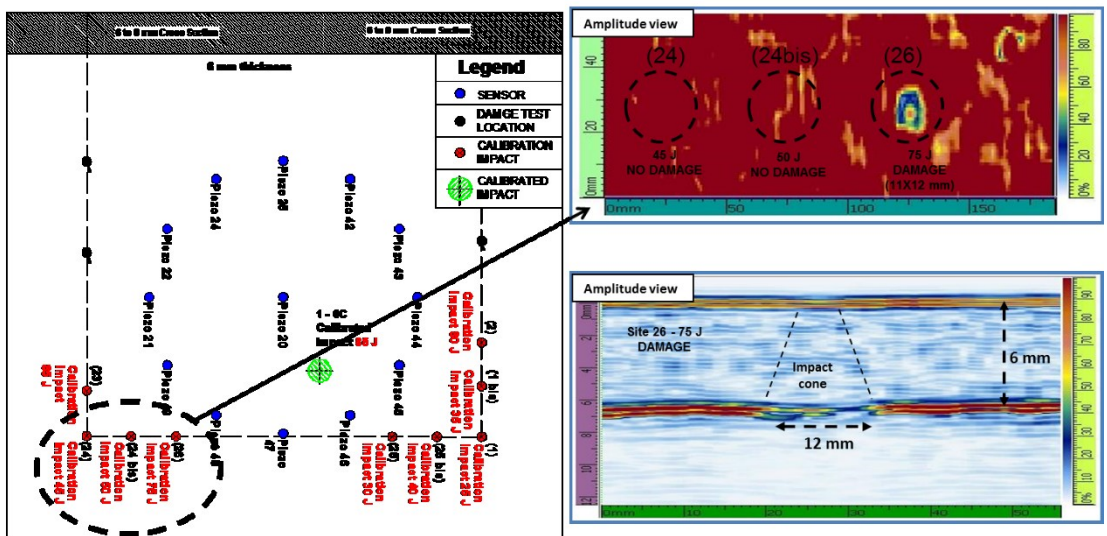


Fig. 10-33: Impatti di calibrazione – Baia da 6mm

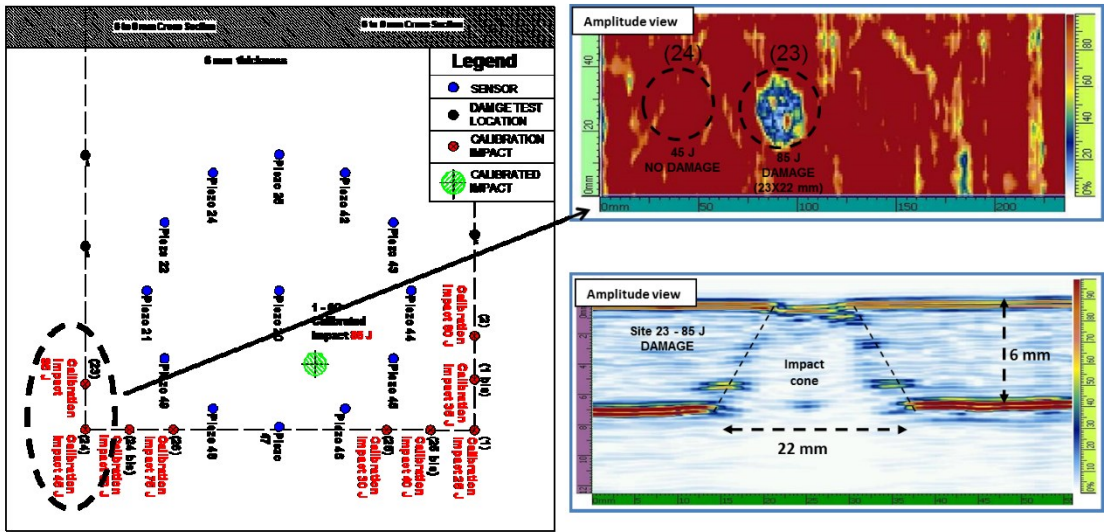


Fig. 10-34: Impatti di calibrazione – Baia da 6mm

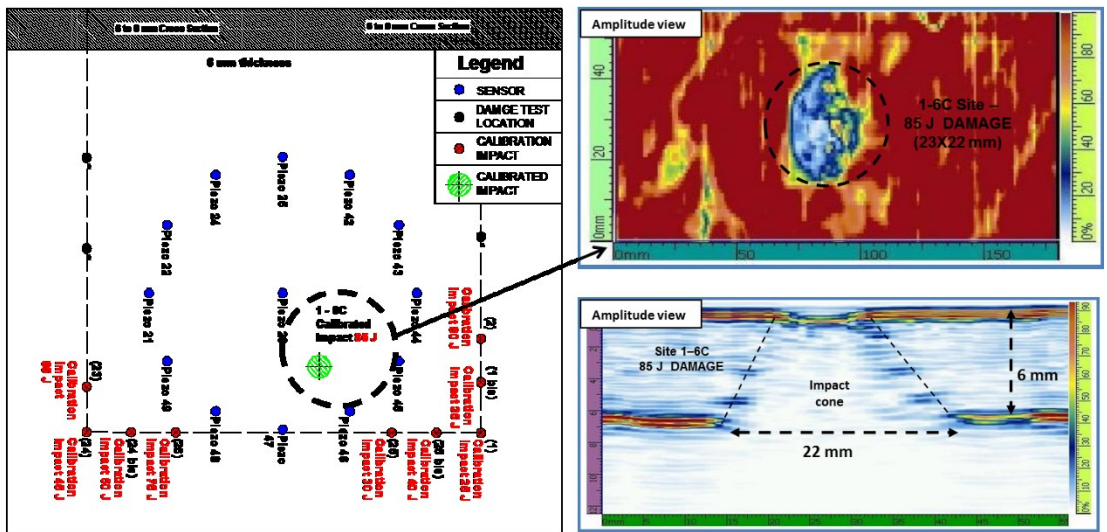


Fig. 10-35: Impatto Calibrato – Baia da 6mm

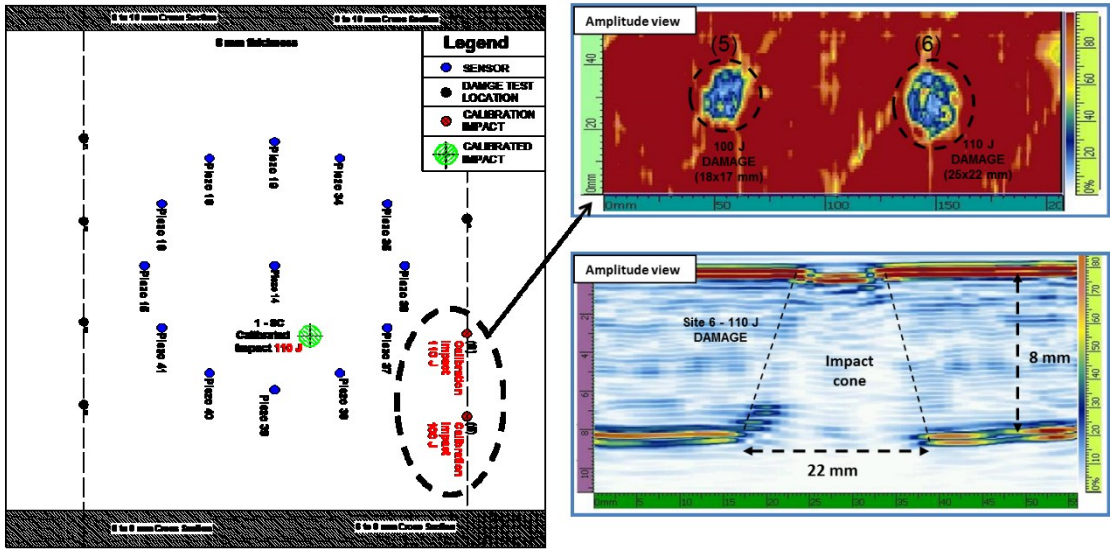


Fig. 10-36: Impatti di calibrazione – Baia da 8mm

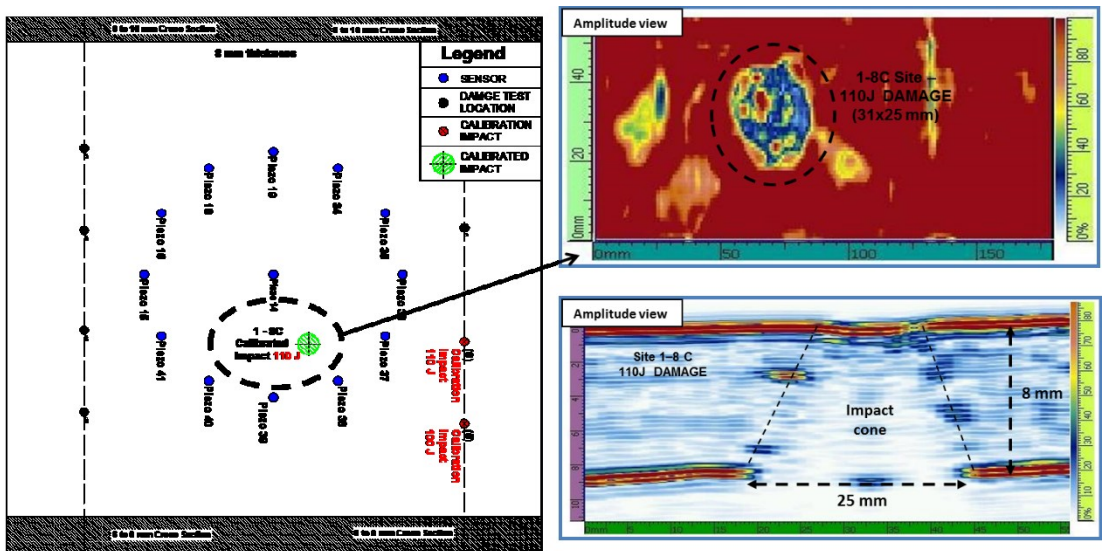


Fig. 10-37: Impatto Calibrato – Baia da 8mm

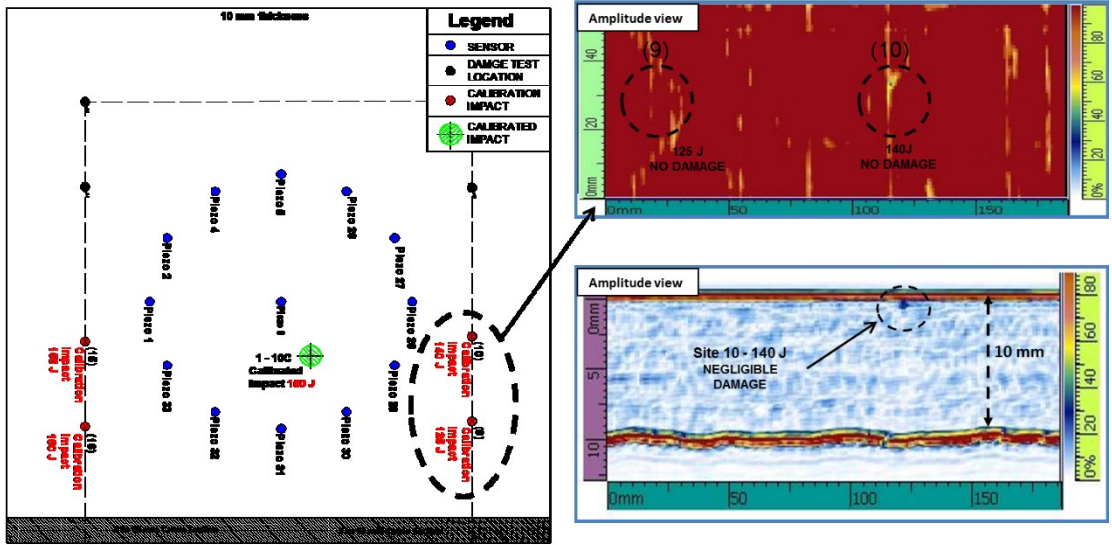


Fig. 10-38: Impatti di calibrazione – Baia da 10mm

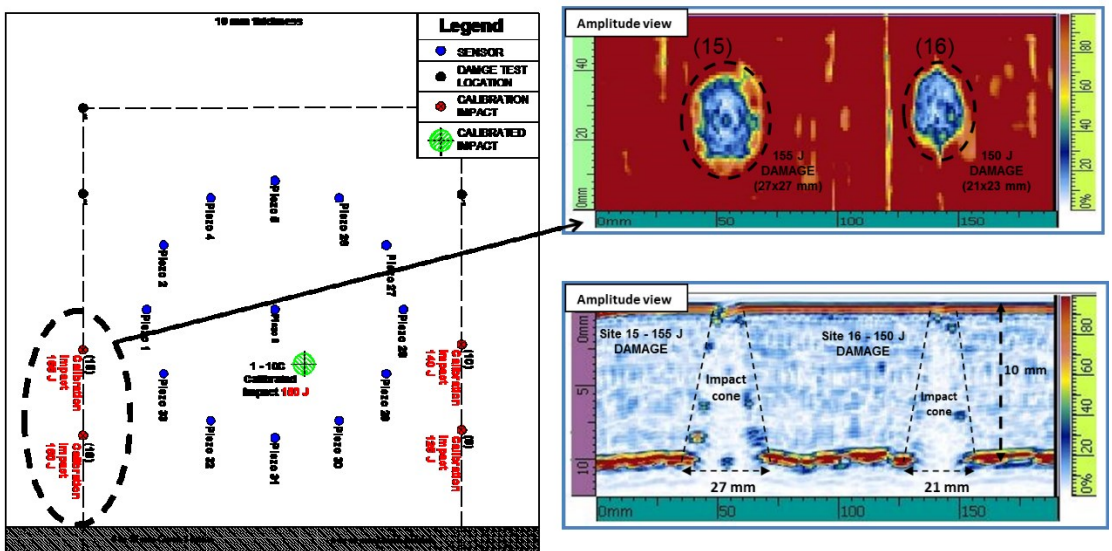


Fig. 10-39: Impatti di calibrazione – Baia da 10mm

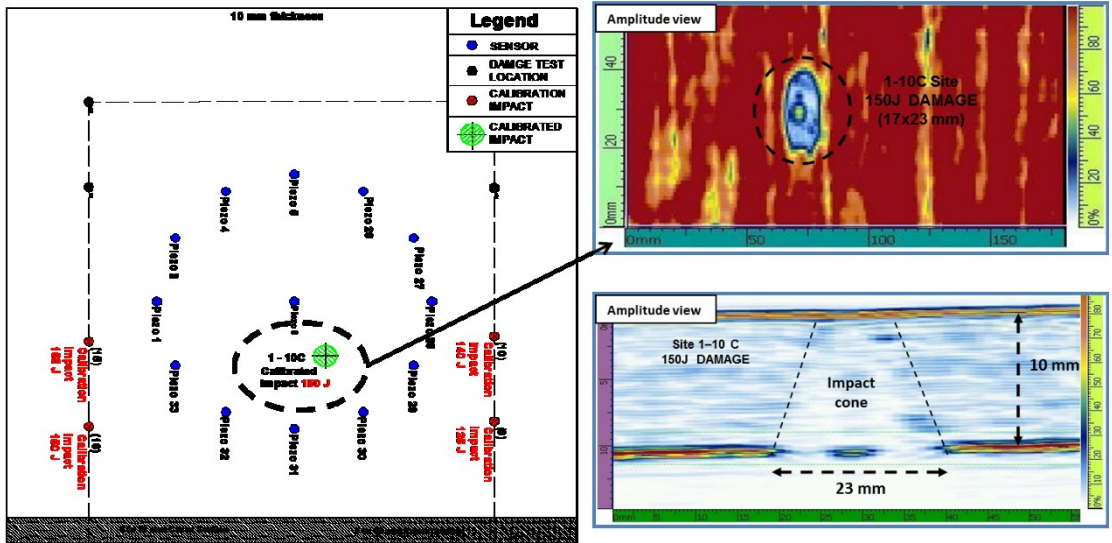


Fig. 10-40: Impatto Calibrato – Baia da 10mm

Prima di ogni impatto calibrato, sono stati acquisiti i segnali utilizzando i 13 sensori posti sulla circonferenza ed al centro di essa, ottenendo così una baseline di 156 segnali. Gli stessi sono poi stati riacquisiti dopo l’impatto e ne sono state valutate le differenze in termini di variazioni di velocità ed di indici di danno riferiti all’intensità del segnale. I risultati dell’analisi, condotta su ognuno dei tre spessori, hanno dato indicazione della presenza e della localizzazione del danno, in particolar modo l’analisi degli indici di danno. I risultati in forma tabellare e grafica sono riportati di seguito.

Path	Distance [cm]	Intact	Damaged	$\Delta V > 25$ [m/s]
		Group Velocity [m/s]	Group Velocity [m/s]	
20-21	150.0	1470.59	1500.00	29.41
20-22	150.0	1449.28	1485.15	35.87
20-24	150.0	1500.00	1538.46	38.46
20-25	150.0	1554.40	1595.74	41.34
20-46	150.0	1538.46	1492.54	-45.92
20-47	150.0	1570.68	1604.28	33.60
21-20	150.0	1470.59	1500.00	29.41
21-42	259.8	1472.01	1497.46	25.45
21-44	300.0	1463.41	1496.26	32.85
21-47	212.1	1478.26	1504.47	26.21
21-48	150.0	1500.00	1530.61	30.61
22-20	150.0	1449.28	1485.15	35.87
22-49	150.0	1538.46	1570.68	32.22
24-20	150.0	1500.00	1538.46	38.46
25-20	150.0	1554.40	1595.74	41.34
25-46	289.8	1553.73	1596.53	42.80
42-21	259.8	1476.19	1519.36	43.17
42-47	289.8	1562.10	1596.53	34.43
44-47	212.1	1509.82	1577.17	67.35
45-20	150.0	1507.54	1477.83	-29.71
45-47	150.0	1500.00	1463.41	-36.59
46-20	150.0	1554.40	1477.83	-76.57
46-24	300.0	1546.34	1515.10	-31.24
46-25	289.8	1566.32	1605.37	39.05
46-42	259.8	1565.06	1532.74	-32.32
47-43	259.8	1537.34	1506.14	-31.20
47-44	212.1	1509.82	1577.17	67.35
47-45	150.0	1500.00	1456.31	-43.69

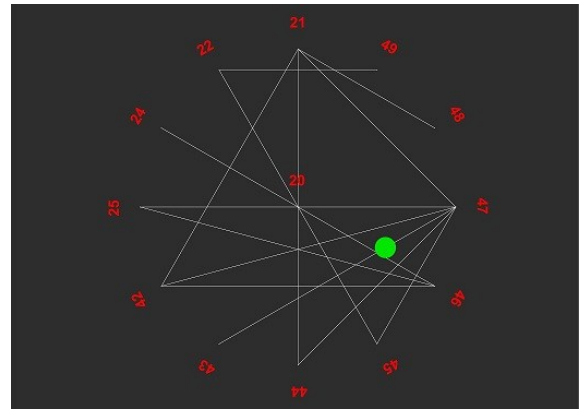


Fig. 10-41: Variazioni di velocità – Baia da 6mm

Path	Distance [cm]	Intact	Damaged	DI>0.79
		Signal Level	Signal Level	
21-45	289.8	1.02E-08	1.76E-09	0.828405
21-46	259.8	1.2E-08	2.24E-09	0.813669
22-45	77.7	8.79E-09	1.8E-09	0.795248
22-46	300.0	4.62E-09	8.27E-10	0.821085
25-46	289.8	6.96E-09	5.35E-10	0.923181
42-47	289.8	1.03E-08	1.25E-09	0.878563
43-46	289.8	2.94E-08	5.78E-09	0.803343
44-47	212.1	2.59E-08	2.28E-09	0.911965
44-48	212.1	1.47E-08	2.15E-09	0.853788
45-21	259.8	6.3E-09	1.12E-09	0.821944
45-42	289.8	2.5E-08	1.19E-09	0.952269
45-43	212.1	4.41E-08	9.19E-09	0.79171
45-48	150.0	2.89E-08	2.11E-09	0.927054
45-49	77.6	2.6E-08	4.97E-09	0.808902
46-20	212.1	2.25E-08	4.72E-09	0.790478
46-21	259.8	7.84E-09	1.36E-09	0.826012
46-22	150.0	3.44E-09	5.24E-10	0.847832
46-25	259.8	5.21E-09	3.76E-10	0.927778
46-42	289.8	1.33E-08	7.57E-10	0.942885
46-43	289.8	2.97E-08	5.44E-09	0.81695
46-44	259.8	5.12E-08	1.05E-08	0.793935
46-49	212.1	2.23E-08	4.63E-09	0.792607
47-42	150.0	1.01E-08	1.23E-09	0.878065
47-44	77.6	2.53E-08	2.29E-09	0.909506
48-25	77.7	5.76E-09	1.21E-09	0.790045
48-44	212.1	1.45E-08	2.08E-09	0.856364
48-45	289.8	2.86E-08	2.19E-09	0.923515
48-46	212.1	7.77E-08	1.63E-08	0.790605
49-45	289.8	2.6E-08	5.03E-09	0.806457
49-46	259.8	2.22E-08	4.5E-09	0.797593

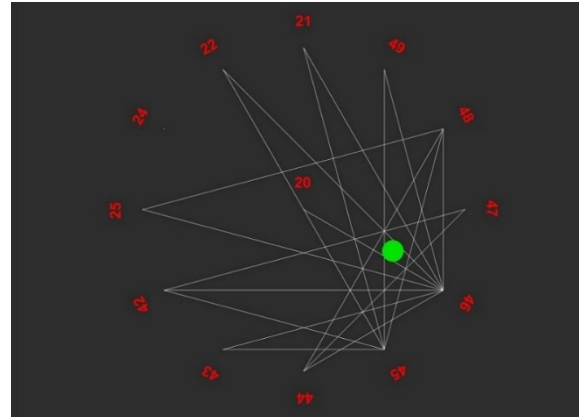


Fig. 10-42: Indici di danno – Baia da 6mm



		<b>Intact</b>	<b>Damaged</b>	
Path	Distance [cm]	Group Velocity [m/s]	Group Velocity [m/s]	$\Delta V > 15$ [m/s]
14-19	150.0	1546.4	1562.5	16.1
14-34	150.0	1507.5	1522.8	15.3
14-35	150.0	1470.6	1492.5	22.0
14-38	150.0	1492.5	1456.3	-36.2
14-41	150.0	1463.4	1485.2	21.7
15-18	150.0	1530.6	1554.4	23.8
15-38	259.8	1493.2	1551.1	57.9
16-18	77.6	1451.2	1478.9	27.6
16-38	289.8	1470.9	1452.5	-18.4
18-15	150.0	1515.2	1554.4	39.3
19-14	150.0	1538.5	1562.5	24.0
19-16	150.0	1456.3	1492.5	36.2
34-14	150.0	1507.5	1522.8	15.3
34-15	259.8	1480.4	1497.5	17.1
34-39	289.8	1545.4	1529.1	-16.3
35-14	150.0	1470.6	1492.5	22.0
35-18	212.1	1453.0	1468.0	15.1
35-37	150.0	1554.4	1570.7	16.3
35-39	259.8	1506.1	1488.9	-17.3
36-39	212.1	1499.2	1565.5	66.4
36-40	259.8	1484.6	1467.9	-16.8
37-15	289.8	1486.0	1509.2	23.2
37-16	300.0	1463.4	1485.1	21.7
37-18	289.8	1501.4	1517.1	15.7
37-39	150.0	1463.4	1428.6	-34.8
38-14	150.0	1485.2	1456.3	-28.8
38-15	259.8	1484.6	1551.1	66.5
38-36	150.0	1522.8	1538.5	15.6
39-35	259.8	1501.8	1484.6	-17.2
39-36	212.1	1493.9	1565.5	71.7
39-37	150.0	1456.3	1428.6	-27.7
41-16	150.0	1507.5	1522.8	15.3

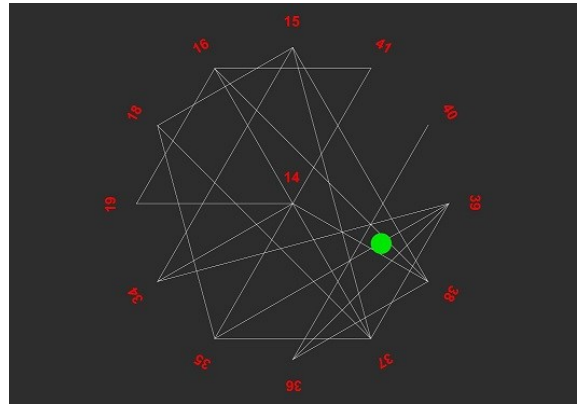


Fig. 10-43: Variazioni di velocità – Baia da 8mm

		Intact	Damaged	
Path	Distance [cm]	Signal Level	Signal Level	DI>0.79
15-38	259.8	4.58E-09	5.12E-10	0.888263
19-38	289.8	2.39E-09	4.11E-10	0.828074
34-39	289.8	4.19E-09	6.36E-10	0.848179
36-39	212.1	1.44E-08	1.57E-09	0.891013
36-40	259.8	7.34E-09	1.47E-09	0.799150
37-38	77.6	7.41E-08	1.43E-08	0.807350
37-40	212.1	1.44E-08	1.59E-09	0.889833
38-15	259.8	3.61E-09	4.73E-10	0.868990
38-19	289.8	1.54E-09	2.64E-10	0.828207
38-35	212.1	7.8E-09	1.63E-09	0.790391
38-36	150.0	2.78E-08	5.06E-09	0.818163
38-37	77.6	7.07E-08	1.38E-08	0.804159
38-39	77.7	9.85E-08	1.94E-08	0.802699
39-34	289.8	4.65E-09	6.95E-10	0.850579
39-36	212.1	1.47E-08	1.65E-09	0.887965
40-36	259.8	7.07E-09	1.47E-09	0.792048
40-37	212.1	1.22E-08	1.7E-09	0.861014

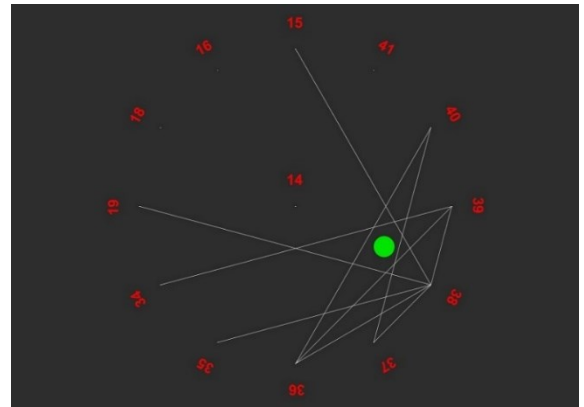


Fig. 10-44: Indici di danno – Baia da 8mm

Path	Distance [cm]	Intact	Damaged	$\Delta V > 15$ [m/s]
		Group Velocity [m/s]	Group Velocity [m/s]	
0-1	150.0	1435.4	1456.3	20.9
0-2	150.0	1421.8	1449.3	27.5
0-5	150.0	1470.6	1492.5	22.0
0-30	150.0	1470.6	1449.3	-21.3
1-27	289.8	1474.7	1448.9	-25.8
1-33	77.7	1522.6	1553.0	30.5
4-27	212.1	1468.0	1448.0	-20.0
4-31	289.8	1505.3	1489.8	-15.5
5-27	150.0	1515.2	1500.0	-15.2
5-30	289.8	1533.2	1513.2	-20.0
26-30	259.8	1532.7	1514.9	-17.9
27-29	150.0	1538.5	1515.2	-23.3
27-30	212.1	1515.2	1478.3	-37.0
27-31	259.8	1510.5	1493.2	-17.4
28-1	300.0	1467.0	1500.0	33.0
28-2	289.8	1467.2	1486.0	18.8
29-27	150.0	1538.5	1522.8	-15.6
30-0	150.0	1485.2	1456.3	-28.8
30-1	259.8	1472.0	1488.9	16.9
30-5	289.8	1533.2	1513.2	-20.0
30-26	259.8	1532.7	1514.9	-17.9
30-27	212.1	1515.2	1478.3	-37.0
30-28	150.0	1522.8	1507.5	-15.3
31-1	212.1	1463.0	1478.3	15.3
31-33	150.0	1470.6	1435.4	-35.2
32-1	150.0	1477.8	1500.0	22.2
33-2	150.0	1546.4	1562.5	16.1

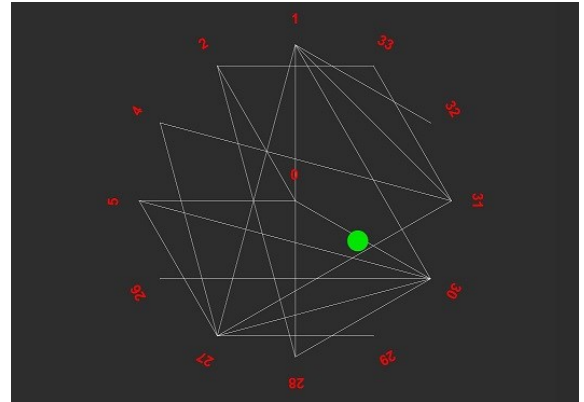


Fig. 10-45: Variazioni di velocità – Baia da 10mm

Path	Distance [cm]	Intact	Damaged	DI>0.79
		Signal Level	Signal Level	
1-29	289.8	2.37E-09	4.77E-10	0.798499
4-29	289.8	4.51E-09	9.11E-10	0.798019
5-27	150.0	1.27E-08	2.62E-09	0.793363
27-29	150.0	1.58E-08	3.1E-09	0.804033
28-27	77.7	5.21E-08	1.01E-08	0.805399
28-31	212.1	8.84E-09	1.62E-09	0.817082
28-33	289.8	3.1E-09	5.04E-10	0.837197
29-26	212.1	9E-09	1.76E-09	0.804424
29-27	150.0	1.58E-08	2.69E-09	0.830396
29-31	150.0	1.33E-08	2.68E-09	0.799482
29-32	212.1	8.39E-09	1.72E-09	0.795533
30-1	259.8	4.68E-09	7.88E-10	0.831688
30-32	150.0	1.29E-08	2.49E-09	0.806843
31-1	212.1	1.18E-08	2.31E-09	0.803898
31-28	212.1	8.73E-09	1.68E-09	0.807050
32-30	150.0	1.27E-08	2.24E-09	0.822942
33-28	289.8	2.62E-09	4.72E-10	0.819730

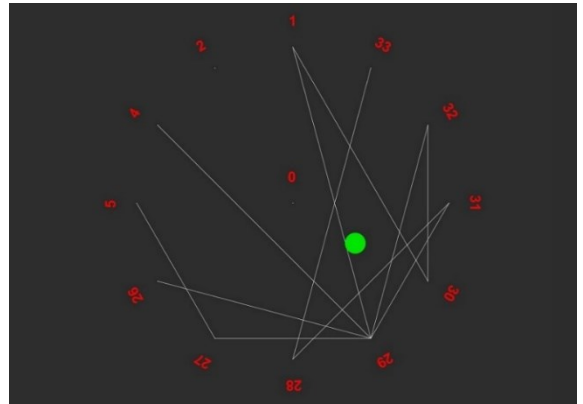


Fig. 10-46: Indici di danno – Baia da 10mm

## 11. CONCLUSIONI

I risultati ottenuti dall'intera attività di ricerca svolta hanno mostrato la concreta capacità di un sistema come quello utilizzato e mostrato nelle diverse sperimentazioni, costituito essenzialmente da trasduttori piezoelettrici eccitati opportunamente, basato sull'utilizzo di onde ultrasoniche guidate, nella fattispecie onde di Lamb, di essere un valido sistema di monitoraggio strutturale SHM.

Allo stato attuale si è mostrato come sia realmente possibile ottenere informazioni sia sulla presenza, che sulla localizzazione del danno, percepito come perturbazione del modo di propagarsi delle onde all'interno del sistema.

I limiti del sistema sono attualmente riscontrabili nell'assenza di un dati riguardanti l'affidabilità della misura, mancando in tal senso uno studio statistico dei dati analizzati e nella impossibilità di ottenere la dimensione del danno. Quest'ultimo dato in realtà potrebbe anche non essere indispensabile dato che, in ambito industriale, le informazioni che si potrebbero ottenere dall'installazione di un sistema come quello sviluppato, produrrebbero degli indubbi vantaggi sulla gestione dei programmi di manutenzione.

Per quanto riguarda la risoluzione del sistema, intesa come capacità del sistema ad individuare danni, essenzialmente da impatto, quanto più piccoli possibile, si è visto che in tutti i pannelli impattati si è riscontrata una soglia di energia al di sotto della quale il pannello non presenta danneggiamenti interni, pur mostrando sulla superficie di impatto indentazioni più o meno marcate. Superata questa soglia energetica il pannello inizia a danneggiarsi producendo una delaminazione minima con una determinata estensione, che nella quasi totalità dei casi è risultata essere di dimensioni maggiori di quelle richieste da progetto. Cioè qualunque sia stata la struttura analizzata, non si è riusciti ad ottenere delaminazioni con dimensioni al di sotto di certi valori. Questo risultato fa riflettere sulla necessità di avere un sistema SHM capace di individuare danni piccolissimi, che in realtà non sono realizzabili.

## 12. BIBLIOGRAFIA

- [1] V. a. B. J. Giurgiutiu, «Embedded Ultrasonic Structural Radar for the Nondestructive Evaluation of Thin-Wall Structures,» in *Proceedings of the 2002 ASME International Mechanical Engineering Congress*.
- [2] H. Lamb, «On Waves in an Elastic Plate,» *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character*, p. 114–128, 1917.
- [3] S. S. Kessler, Piezoelectric-Based In-Situ Damage Detection of Composite, Ph.D. thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2002.
- [4] N. D. Boffa, *Metodi Numerici Finalizzati alla Simulazione di un Sistema di "Health Monitoring" per Pannelli in Carboresina Mediante Onde Elastiche*, 2011.
- [5] J. Achenbach, «Wave Propagation in Elastic Solids,» in *North-Holland Publishing Company*, Amsterdam, 1973.
- [6] L. Y. Y. L. Zhongqing Su, «Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: A review,» *Journal of Sound and Vibration*, 2006.
- [7] J. Rose, *Ultrasonic Waves in Solid Media*, New York: Cambridge University Press, 1999.
- [8] G. Zagrai, «Characterization of Piezoelectric Wafer Active Sensors,» *Journal Of Intelligent Material Systems And Structures*, vol. 11, 2000.
- [9] A. H. M. a. E. K. Sittig, «Characterization of Piezoelectric Transducers Used in Ultrasonic Devices Operating Above 0.1 GHz,» *Journal of Applied Physics*, vol. 40.
- [10] «Piezoelectric Ceramic Products - Fundamentals, characteristics and applications,» 2011. [Online]. Available: <http://www.picercamic.com>.
- [11] A. L. a. V. L. G. Caprino, «Indentation and penetration of carbon fibre reinforced plastic laminates,» *Composites: Part B*, vol. 34, pp. 319-325, 2003.
- [12] V. L. G. Caprino, «Fenomeni di frattura in laminati sottili indotti da impatti a bassa velocità,» *Dip. di Ingegneria dei Materiali e della Produzione – Univ. degli Studi di Napoli "FedericoII"*.
- [13] G. C. a. V. Lopresto, «On the penetration energy for fiber-reinforced plastics under lowvelocity impact conditions,» *Composites Science and Technology*, vol. 61, pp. 65-73, 2001.

- [14] R. Olsson, «Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates,» *Composites: Part A*, vol. 31, pp. 879-887, 2000.
- [15] L. Y. X. B. Z. Su, «A damage identification technique for CF/EP composite laminates using distributed piezoelectric transducers,» *Composite Structures* 57, pp. 465-471, 2002.
- [16] E. B. W.J. Percival, «A study of Lamb wave propagation in carbon-fibre composites,» *Insight* 39, pp. 728-735, 1997.
- [17] J. Rose, «A vision of ultrasonic guided wave inspection potential,» in *Proceedings of the Seventh ASME NDE Topical Conference, NDE-Vol. 20 (1-5)*, ASME Conference Proceedings, 2001.
- [18] E. Birt, «Damage detection in carbon-fibre composites using ultrasonic Lamb waves,» *Insight* 40, pp. 335-339, 1998.
- [19] V. Giurgiutiu, «Structural health monitoring with piezoelectric wafer active sensors,» *Academic Press*, 2008.
- [20] V. Giurgiutiu, «Tuned Lamb Wave Excitation and Detection with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Structural Health Monitoring,» *Journal Of Intelligent Material Systems And Structures*, vol. 16, 2005.
- [21] G. A. S. a. S. Abrate, «Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates,» *Composites: Part A*, vol. 31, pp. 903-915, 2000.
- [22] S. B. e. al., «A wave propagation and vibration-based approach for damage identification in structural components,» *Journal of Sound and Vibration*, 2008.
- [23] Chang F K, «Smart layer: built-in diagnostics for composite structures,» *Proceedings of 4th European Conference on Smart Materials and Structures*, 1998.
- [24] S. Abrate, «Impact on Composite Structures,» *Cambridge University Press*, 1998.
- [25] P. T. C. a. W. J. Staszewski, «Impact damage location in composite structures using optimized sensor triangulation procedure,» *Smart Material Structures*, vol. 12, 2003.
- [26] R. a. Wisheart, «Review of low-velocity impact properties of composite materials,» *Composites*, vol. Part A 27A, 1996.
- [27] F. R. E. M. L. L. S. B. A. K. M. S Tancredi, «Lamb waves propagation for low velocity impact damages analysis in carbon fibers reinforced plates: experimental and numerical experiences,» in *5th European Workshop on Structural Health Monitoring*.

- [28] E. M. S. T. S. B. A. K. M. F. Ricci, «Damage detection techniques in composite structures using ultrasonic guided waves,» in *8th International Workshop on Structural Health Monitoring Stanford University, Palo Alto, 2011*.
- [29] N. D. B. M. D. P. F. R. a. E. M. L. Maio, «Experimental And Numerical Assessment Of Ultrasonic Wave Propagation In Sensorized Carbon Fiber - Reinforced Epoxy Laminate,» in *AIDAA XXII Conference, Naples, 2013*.
- [30] A. M. E. M. L. M. N. B. M. D. P. L. L. F. Ricci, «Guided Waves in Layered Plate with Delaminations,» in *7th European Workshop on Structural Health Monitoring, Nantes, 2014*.