

**ALMA MATER STUDIORUM**

**UNIVERSITA' DI BOLOGNA**

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA

- Sede di Forlì -

CORSO DI LAUREA

IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Classe: LM 20

TESI DI LAUREA

**In Strutture e Materiali Aerospaziali LM**

**Caratterizzazione sperimentale di materiali  
compositi soggetti ad impatto sul bordo**

**CANDIDATO**

Valentina Agostinelli

**RELATORE**

Prof. Ing. Enrico Troiani

**CORRELATORI**

Ing. Maria Pia Falaschetti

Ing. Matteo Scafè

Anno Accademico 2013-2014

Sessione III<sup>a</sup>



# Indice

<b>Abstract</b>	pag.1
<b>Capitolo 1: Materiali compositi</b>	pag.3
1.1 Classificazione dei compositi	pag.5
1.2 Caratteristiche dei compositi	pag.6
1.3 Fibre di rinforzo	pag.7
1.3.1 Tessuti	pag.11
1.4 Matrice	pag.12
1.5 Preimpregnati	pag.14
1.6 Applicazioni industriali del composito	pag.15
1.6.1 Industria aerospaziale	pag.16
<b>Capitolo 2: CFRP</b>	pag.19
2.1 Fibre di carbonio	pag.19
2.2 Matrice termoindurente	pag.22
<b>Capitolo 3: Laminazione in autoclave</b>	pag.27
3.1 Processo produzione materiale	pag.29
<b>Capitolo 4: Impatto su materiali compositi</b>	pag.41
4.1 Tipologie di impatto	pag.46
4.2 Impatto a bassa velocità	pag.47
4.3 Impatti laterali	pag.50
4.4 Attrezzatura per l'impatto	pag.51
4.4.1 Apparato balistico	pag.51
4.4.2 Drop tower	pag.52
4.4.3 Pendolo di Charpy	pag.54
<b>Capitolo 5: Prove a compressione</b>	pag.61
5.1 Metodi a compressione	pag.62
5.1.1 Celanese test method	pag.62
5.1.2 IITRI test method	pag.63

5.1.3 ASTM D695 mod method	pag.65
5.1.4 Sandwich-beam method	pag.66
5.2 Combined loading compression (CLC)	pag.67
<b>Capitolo 6: Caratteristiche provini</b>	pag.71
6.1 Sequenza di laminazione	pag.71
6.2 Controllo ad ultrasuoni	pag.72
6.3 Campioni	pag.77
<b>Capitolo 7: Analisi sperimentale</b>	pag.81
7.1 Realizzazione impatti	pag.81
7.2 Realizzazione prove a compressione	pag.90
<b>Capitolo 8: Elaborazione dati</b>	pag.95
8.1 Campagna di impatti	pag.95
8.2 Campagna di compressione	pag.99
<b>Conclusioni</b>	pag.109
<b>Appendice A: Dimensioni dei provini</b>	pag.113
<b>Appendice B: Ispezione visiva dei provini impattati</b>	pag.121
<b>Appendice C: Fotografie campioni dopo test compressione</b>	pag.129
<b>Appendice D: Grafici tensione-corsa pistone</b>	pag.141
<b>Indice figure e tabelle</b>	pag.155
<b>Bibliografia</b>	Pag.161

# Abstract

Il materiale composito è entrato nell'ambiente industriale rivoluzionando il concetto di progettazione delle strutture e permettendo il raggiungimento di prestazioni molto più elevate, rispetto ai materiali tradizionali. Infatti, i compositi sono in grado di garantire elevata resistenza e leggerezza, proprietà molto richieste in svariati ambiti industriali.

Un suo notevole impiego è riscontrabile nell'industria aeronautica, dove le principali case produttrici di aeromobili hanno investito un apprezzabile quantitativo di risorse economiche nella realizzazione di velivoli con una sempre maggiore percentuale di questo materiale.

Il composito, nonostante ci siano testimonianze del suo utilizzo già durante la seconda guerra mondiale, viene tutt'ora ritenuto "nuovo"; questo poiché molte delle sue caratteristiche non sono state ancora esaurientemente analizzate. Le conoscenze ad esso relative presentano ancora, infatti delle lacune, come il loro comportamento a seguito di un impatto.

L'obiettivo della presente tesi è quello di indagare, attraverso una campagna sperimentale innovativa, il comportamento del CFRP di fronte a tale problematica, prestando particolare attenzione alla casistica dell'impatto sul bordo. Su tale argomento infatti, non si hanno esempi in letteratura né normative a cui fare riferimento.

I campioni, impiegati nel presente studio, sono stati realizzati scegliendo una configurazione cross-ply, che ben si adatta alle successive fasi della campagna.

Sui provini ottenuti sono stati eseguiti gli impatti, con l'utilizzo di un pendolo di Charpy, alcuni centrali e altri laterali, con due differenti energie.

Questa prima parte della campagna sperimentale è stata svolta presso i laboratori hangar di Forlì, della Scuola di Ingegneria e Architettura dell'Università di Bologna.

La caratterizzazione del materiale è avvenuta mediante prove a compressione. Il processo è stato eseguito per verificare l'influenza che l'impatto genera sulle proprietà meccaniche a compressione.

Per poter eseguire una campagna di test ottimale, si è vista necessaria un'attenta analisi delle varie attrezzature utilizzabili per le prove a compressione. La scelta è ricaduta sull'attrezzatura CLC (Combined Loading Compression), la quale è risultata essere la più affidabile e maneggevole per le prove oggetto di studio.

La fase relativa allo svolgimento delle prove a compressione è stata eseguita presso i laboratori ENEA di Faenza –Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza (UTTMATF).

Con le informazioni raccolte nel presente elaborato si vuole fare un passo in avanti verso una più approfondita conoscenza del comportamento del materiale CFRP.

## Capitolo 1

# Materiali Compositi <sup>[1] [2] [3] [4] [5] [6]</sup>

Il materiale composito ha rivoluzionato il modo di pensare e progettare le strutture, permettendo di ottenere prestazioni altrimenti irraggiungibili. Si tratta di un materiale polifasico, le cui componenti hanno caratteristiche differenti. È dato dalla combinazione di due o più materiali, generalmente distinti in rinforzo e matrice (Fig.1). L'unione delle fasi permette di ottenere un materiale con proprietà fisiche e chimiche superiori a quelle dei singoli costituenti.

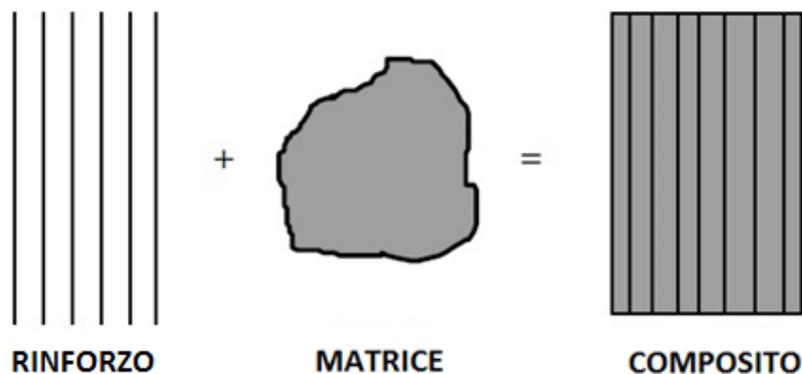


Fig. 1: Composizione del composito [1]

Un esempio di materiale composito, individuabile in natura, è il legno, il quale risulta essere formato da fibre di cellulosa immerse in una matrice di lignina. Per quanto riguarda l'impiego da parte dell'uomo del materiale composito, si hanno testimonianze che ne indicano il suo utilizzo già nei tempi antichi, nonostante le odierne definizioni che tendono a considerarlo un materiale "moderno".

Dimostrazione dell'impiego del composito si ha in paesi come India e Grecia, dove, per l'edificazione venivano utilizzati mattoni, creati da una mistura di paglia e argilla. Altri esempi si trovano in alcuni armi del passato, come l'arco mongolo (realizzato da una combinazione di corno e

un incollaggio di legno e tendini di mucca) o le spade giapponesi (caratterizzate da una lama di acciaio e ferro dolce, che ne garantiva la resistenza alla flessione e agli impatti).

Lo sviluppo del materiale composito ha ricevuto un forte impulso dallo scoppio della seconda guerra mondiale. Durante questo periodo, si è vista in particolar modo l'affermazione dei compositi di fibra di vetro in resina epossidica, come per la realizzazione di superfici di controllo e per gli allestimenti interni degli aerei. Grazie allo sviluppo dell'industria bellica, sono state commercializzate le prime strutture sandwich<sup>1</sup> e i primi prepreg<sup>2</sup>.

Una successiva spinta è stata data dalla "corsa allo spazio". Negli anni '60 il composito ha attirato l'attenzione delle grandi industrie, soprattutto nell'impiego della matrice polimerica. Proprio in quegli anni, nel Regno Unito vennero commercializzate le prime fibre di carbonio e negli USA quelle di boro. Queste ultime sono state impiegate in vari aerei militari, come gli F-111, F-4, F-14 e F-15 (Fig.2).



Fig. 2: Aereo militare F-15

---

<sup>1</sup> Strutture sandwich: strutture costituite da due strati resistenti distanziati, dette *pell*i, e collegati tra di loro grazie ad un elemento connettivo, detto *riempitivo* (le più comuni sono celle a nido d'ape e schiume).

<sup>2</sup> Prepreg: preimpregnato, indica le fibre preimpregnate di resina, in genere, utilizzato per la laminazione in autoclave.

A partire dal 1975, anche gli Stati Uniti entrarono nel commercio delle fibre di carbonio. Dagli anni '80, si è verificato un maggiore impiego del composito a matrice polimerica in strutture aeronautiche. Nel F-16 il 3% del peso della struttura è costituito da fibre di carbonio e matrice epossidica, tale percentuale cresce fino al 26% se si considera l'AV-8B (Harrier).

Nel settore civile, l'adozione del materiale composito è avvenuta successivamente. Oggi, l'interesse per tali materiali è in continua crescita: velivoli come il Boeing 787 e l'Airbus A350 sono stati realizzati con più del 50% della struttura realizzata in materiale composito.

## 1.1 Classificazione compositi

Una classificazione di questo materiale è legata alla dimensione della fase di rinforzo; si possono distinguere:

- Compositi particellari, rinforzati con particelle o microsfele, la cui funzione è quella di ridurre la quantità di matrice impiegata e, di conseguenza, il peso del sistema matrice;
- Compositi fibro-rinforzati, la fase dispersa è costituita da fibre (continue o corte) che costituiscono l'elemento resistente del materiale composito, oltre a determinare le proprietà elettriche e i coefficienti di espansione termica (Fig.3).

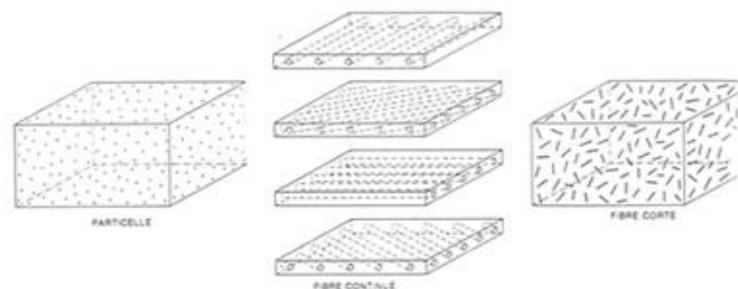


Fig. 3: Differenti tipologie di rinforzo

## 1.2 Caratteristiche dei compositi

Tra i principali motivi dell'impiego del composito si hanno le elevate prestazioni che quest'ultimo garantisce e la crescente richiesta, da parte del mercato globale, di componenti aventi elevata leggerezza. Questo materiale può, infatti, potenzialmente, sostituire l'acciaio e l'alluminio, in molti casi fornendo anche migliori prestazioni. L'utilizzo dei materiali compositi al posto dell'acciaio comporta, inoltre, una riduzione di peso intorno al 60-80%, mentre per l'alluminio si ha una riduzione tra il 20 e il 50%.

Alcuni dei principali vantaggi che il composito garantisce, rispetto ai tradizionali materiali di impiego ingegneristico, sono:

- Elevata rigidità specifica, pari a quella dell'acciaio ad un quinto del peso e a quella dell'alluminio con metà del peso;
- Elevata resistenza specifica, in genere compresa tra le 3 e 5 volte quella dell'acciaio e delle leghe di alluminio;
- Elevata resistenza a fatica: l'acciaio e le leghe di alluminio hanno una resistenza a fatica che si aggira intorno al 50% di quella statica, invece per i compositi unidirezionali in fibra di carbonio e matrice epossidica, si possono raggiungere valori pari al 90%;
- Elevata resistenza alla corrosione;
- Possibilità di una maggiore flessibilità nella progettazione, grazie al minore coefficiente di espansione termica rispetto quello dei metalli, così da garantire una buona stabilità dimensionale;
- Maggiore fattibilità nella progettazione e nell'assemblaggio: si minimizzano il numero di parti di un prodotto, riducendo il tempo e il costo dell'assemblaggio.

Sebbene come sopra esposto, il materiale dispone di notevoli vantaggi, si hanno anche alcuni aspetti negativi:

- Il costo è piuttosto elevato, tra le 5 e 20 volte superiore a quello dell'acciaio e dell'alluminio per lo stesso peso;
- Minore disponibilità di materiale informativo sulle caratteristiche, rispetto ai metalli;
- Assorbono umidità, il che deteriora le proprietà e la stabilità dimensionale.

Si va ora ad analizzare, nel dettaglio, quali sono le funzioni e le tipologie delle fibre di rinforzo e delle matrici (Fig.4), concentrando l'attenzione sui compositi fibrosi, oggetto di studio del presente elaborato.

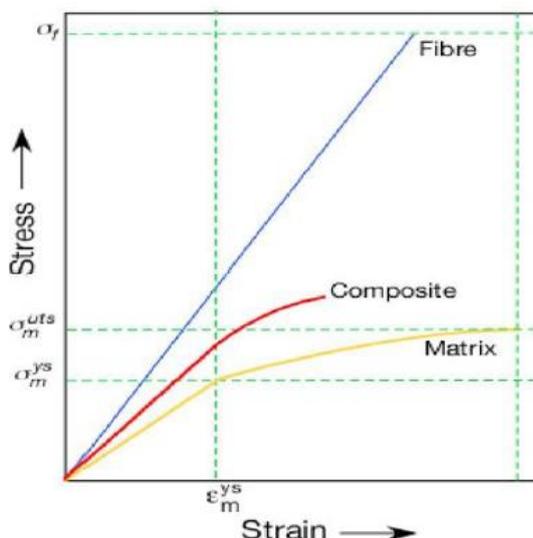


Fig. 4: Relazione tensione-deformazione

### 1.3 Fibre di rinforzo

Il ruolo fondamentale dei rinforzi nel materiale composito è quello di incrementare le proprietà meccaniche, fornendo la richiesta rigidità e resistenza.

Le principali funzioni delle fibre nel composito sono:

- Sostenere il carico;

- Fornire rigidezza, resistenza e altre proprietà strutturali;
- Fornire capacità di conduttore o isolante elettrico, in base al tipo di fibra utilizzato.

Differenti sono i parametri di cui tener conto nella realizzazione del composito:

- Le proprietà di base della fibra;
- L'interazione tra superficie e resina;
- La quantità di fibra nel materiale;
- L'orientamento delle fibre.

Le fibre, inoltre, possono essere:

- *Continue*, assicurano una migliore trasmissione delle sollecitazioni se disposte lungo la direzione di applicazione del carico;
- *Corte*, hanno meno difetti interni<sup>3</sup> e quindi migliori proprietà meccaniche, ma la resistenza globale del composito è minore in quanto la trasmissione delle sollecitazioni avviene, inevitabilmente, attraverso la matrice (Fig.5).

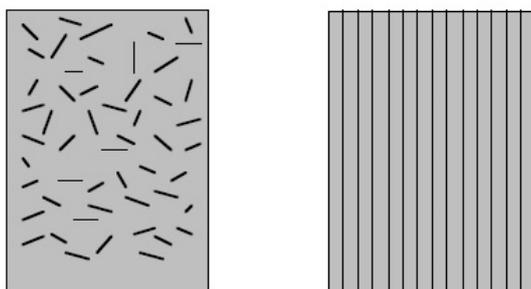


Fig. 5: Fibre corte e continue [1]

Le principali tipologie di fibre che vengono impiegate in vari campi sono (Fig.6):

- *Fibra di vetro*, diametro 5-25  $\mu\text{m}$ .

<sup>3</sup> Minori difetti interni: Principio dimensionale, più la fibra è corta minore è la probabilità che contenga difetti.

Possono essere di differenti tipologie: le principali sono la fibra di vetro E e la più resistente fibra di vetro S. La produzione avviene per trafilatura. In genere, si usano biglie di vetro che vengono fuse elettricamente e poi, fatte passare in una trafilatura con centinaia di orifizi. Il diametro dei filamenti prodotti dipende dalla viscosità del fuso, dal numero e la grandezza degli orifizi e dalla velocità con cui i fili vengono trafilati. I fili prodotti sono piuttosto lunghi e vengono trattati chimicamente, per migliorare le caratteristiche di scorrevolezza per poi essere avvolti in una bobina.

- *Fibra aramidica*, diametro 12.5  $\mu\text{m}$ .

È costituita da catene poliammidiche sintetiche, nelle quali il 25% dei legami aramidici è attaccato a due cicli aromatici. Il polimero di base si ottiene partendo da una soluzione amminica, mantenuta ad una temperatura tra i 5 e 10°C, con aggiunta di acido cloridrico, seguito da rinvenimento delle catene polimeriche. Poi, con l'aggiunta di acido solforico si procede alla trafilatura attraverso una filiera, mantenuta ad alta temperatura. Questa fibra ha un'elevata resistenza specifica. Le principali sono conosciute con i nomi commerciali di *Nomex* e *Kevlar*.

- *Fibra di boro*, diametro 100  $\mu\text{m}$ .

È il risultato di un programma di ricerca, con lo scopo di individuare un rinforzo in grado di garantire un alto punto di fusione ed una bassa densità. Si ricopre un filo di carbonio con un sottile strato di grafite pirolitica; infine, si deposita uno strato di boro.

- *Fibra di carbonio*, diametro 5-8  $\mu\text{m}$ .

L'analisi di questa tipologia, essendo quella utilizzata per la produzione dei provini oggetto di questo studio, viene approfondita nel capitolo relativo al CFRP.

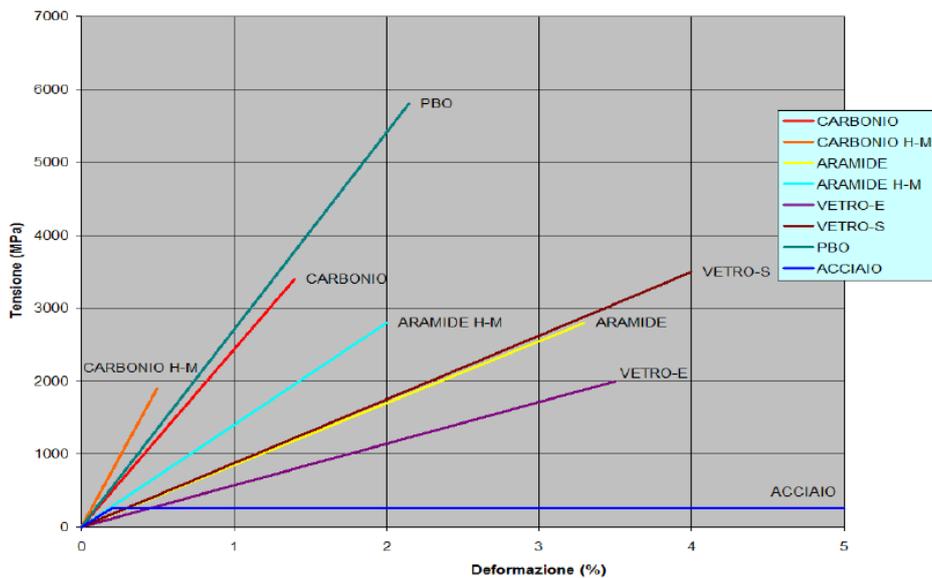


Fig. 6: Rappresentazione grafica dei legami costitutivi di differenti tipologie di fibre

In commercio, i rinforzi sono disponibili sotto forma di (Fig.7):

- *Single wire o strand*: singolo filamento;
- *Roving o Tow*: fasci di più filamenti arrotolati parallelamente fra loro su bobine;
- *Yarn*: intreccio di uno o più filamenti a trefolo e arrotolati su un rocchetto;
- *Whiskers*: spezzoni di strand o roving lunghi da pochi micron a 10 mm;
- *Mat*: specie di tessuto, in cui le fibre sono disposte in maniera casuale, ma non sono intrecciate fra loro;
- *Fabrics (Tessuto)*: creato dall'incrocio ortogonale di più fili; nel tessuto si possono distinguere l'ordito, fibra che si sviluppa nella lunghezza del rotolo, e la trama, fibra che si sviluppa nella larghezza. Le fibre in trama mantengono unite quelle in ordito fornendo anche una resistenza maggiore nella loro direzione, rispetto al materiale con solo fibre lungo l'ordito. Essendo i tessuti uno dei componenti fondamentali dei preimpregnati (materia

prima utilizzata per la realizzazione dei provini oggetto di questo studio), vengono analizzati più in dettaglio.

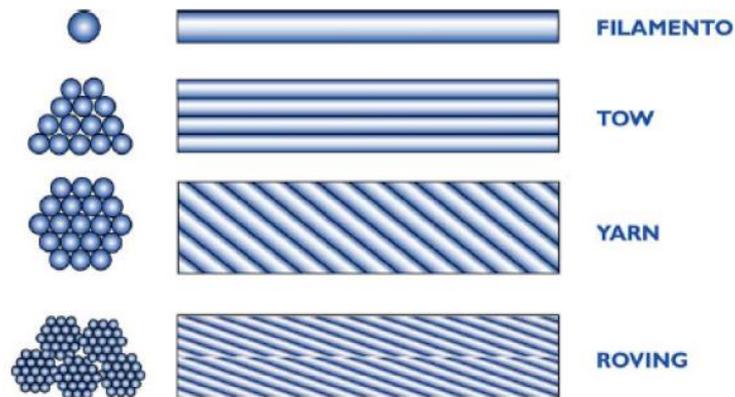


Fig. 7: Esempio di alcune tipologie di rinforzo

### 1.3.1 Tessuti

Esistono varie tipologie di tessuti: se il numero di fibre in ordito è uguale a quelle in trama, si ha un *tessuto bilanciato* (con caratteristiche uguali nelle direzioni a  $0^\circ$  e  $90^\circ$ ). Invece, se le fibre in ordito sono in numero superiore rispetto a quelle in trama, si ha un *tessuto sbilanciato*.

I tessuti, oltre che dalla percentuale di trama/ordito, si differenziano per lo stile. Si parla di tessuto *plain wave* se i fili in ordito passano sotto ogni filo in trama; tessuto *satin* se nella sua realizzazione si alza saltuariamente un filo di ordito ad ogni mandata di trama (tessuto bilanciato ma estremamente flessibile).

Oltre alla *tessitura piana*, dove il filamento di trama passa una volta sopra e una volta sotto quello di ordito, si può avere una *tessitura panama*, in cui due filamenti di trama vengono fatti passare una volta sopra e una volta sotto due filamenti di ordito (tessuto bilanciato). La *tessitura twill*

*wave* descrive un motivo diagonale, ad ogni mandata di trama si alzano metà dei fili di ordito (tessuto bilanciato ad elevata adattabilità) (Fig.8).

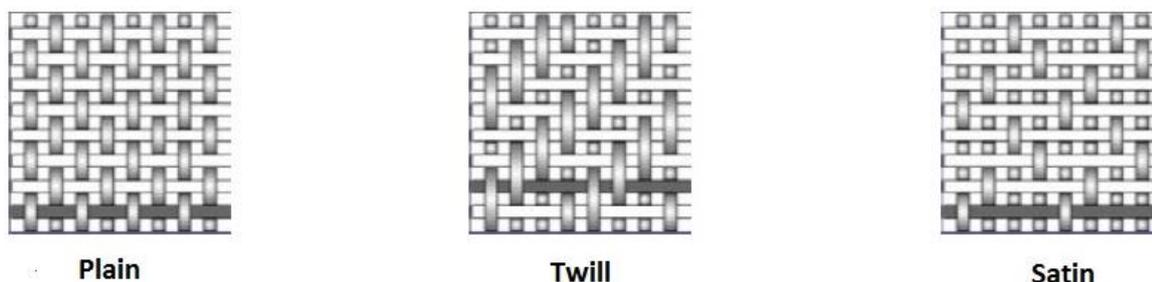


Fig. 8: Esempi di tessuto

Un particolare tessuto è quello *unidirezionale* (senza fibre in trama). I tessuti preimpregnati utilizzati nella campagna sperimentale descritta nel presente elaborato appartengono a questa tipologia. La caratteristica di avere fibre disposte in un'unica direzione, garantisce al materiale un'elevata resistenza lungo la direzione delle fibre, ma una resistenza molto più bassa in direzione trasversale (Fig.9).

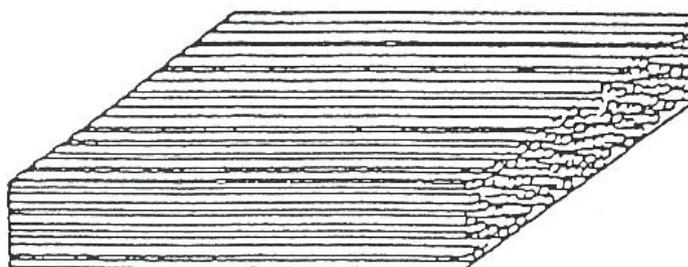


Fig. 9: Tessuto unidirezionale

## 1.4 Matrice

Le fibre, precedentemente descritte, vengono “affogate” in una matrice. In genere, la matrice prende anche il nome di resina, soprattutto nel caso di resine polimeriche; essa, infatti, è inizialmente allo stato di liquido,

garantendo un adeguato riempimento di tutti gli spazi disponibili ed un'ottima adesione alle fibre. Successivamente la matrice subisce un processo di solidificazione che consente di dare stabilità e geometria alla struttura.

Le più importanti funzioni della matrice nel composito sono:

- Legare le fibre insieme tra di loro e trasferire loro il carico;
- Fornire rigidità e forma alla struttura, mantenendo le fibre in posizione;
- Fornire una buona qualità alla superficie finita;
- Proteggere la superficie delle fibre dai danni e dalla corrosione.

Le matrici, come le fibre, possono essere classificate in base alla loro differente tipologia:

- *Matrici metalliche*, realizzate con alluminio, magnesio o titanio e impiegano elementi di rinforzo, come le fibre di carbonio o di boro. Hanno caratteristiche migliori di quelle polimeriche, ma risultano molto più pesanti.
- *Matrici ceramiche*, costituite da carburi, nitruri di silicio e ossidi di alluminio. Sono materiali refrattari, difficilmente fusibili, in grado di mantenere le loro caratteristiche fino a 200°C. Sono utilizzate per gli ugelli di scarico delle automobili e per le strutture di rivestimento delle navette spaziali.
- *Matrici polimeriche*, le più note e diffuse. Due sono le tipologie principali:
  - *Resine termoplastiche* hanno una struttura molecolare lineare che durante lo stampaggio a caldo non subisce alcuna modifica. Offrono, rispetto alle termoindurenti, una più elevata resistenza all'urto. L'inconveniente, che ne limita l'utilizzo, è l'elevata viscosità alle basse temperature, che rende complicato e costoso l'impiego per la preparazione di compositi fibro-rinforzati.

- *Resine termoindurenti* per le loro caratteristiche, si rimanda al capitolo successivo.

## 1.5 Preimpregnati

I tessuti in commercio possono essere secchi oppure preimpregnati, cioè impregnati da resine termoindurenti già catalizzate, che hanno quindi iniziato la fase di reticolazione. Per rallentare la polimerizzazione, è necessario conservare il materiale all'interno di freezer ad una temperatura di  $-18^{\circ}\text{C}$ , per una permanenza massima che si aggira intorno i 12 mesi (Fig.10).

L'uso del pre-impregnato consente:

- Buona riproducibilità in produzione;
- Costanza della quantità di resina nel laminato;
- Costanza del rapporto resina/fibra;
- Costanza dello spessore del laminato;
- Facilità di stratificazione di laminati con forma complesse e diverse orientazioni delle fibre;
- Pulizia e igiene dell'ambiente di lavoro.

Questo materiale è regolarmente impiegato nel processo della laminazione manuale con successiva fase di cura in autoclave, che fornisce il calore e la temperatura necessaria alla polimerizzazione.



Fig. 10: Tessuto preimpregnato

Le caratteristiche a cui si fa riferimento per la scelta del preimpregnato sono:

- Dimensione;
- Tipo di resina e di fibre;
- Disposizione delle fibre;
- Tempo di gelificazione (gel time), è il tempo necessario affinché il materiale gelifichi ad una fissata temperatura;
- Tack level, è la capacità di adesione del preimpregnato, dipende dall'invecchiamento della resina e dal rapporto resina/fibre;
- Drape (formabilità), è la capacità di adattarsi a forme complesse, dipende dall'invecchiamento della resina, dal rapporto resina/fibre e dal tipo di tessuto;
- Viscosità della resina;
- Contenuto di resina.

## **1.6 Applicazioni industriali del composito**

Alla base della diffusione dell'utilizzo del materiale composito in ambito industriale, c'è la crescente richiesta di un materiale che sia in grado di garantire elevata resistenza e leggerezza.

Nell'ultimo ventennio, si sono sviluppate diverse tecnologie di produzione, per rispondere alle richieste dei vari segmenti di mercato. Un fattore che ha dato una spinta all'espansione del composito è il decremento del costo delle fibre, a cui si è aggiunto lo sviluppo di metodi di produzione automatici in grado di incrementare i volumi di produzione, riducendo i costi di manodopera.

Le principali industrie che fanno uso di tali materiali sono: industria aerospaziale, automotive, industria marina, industria dell'attrezzatura sportiva, edile (Fig.11).

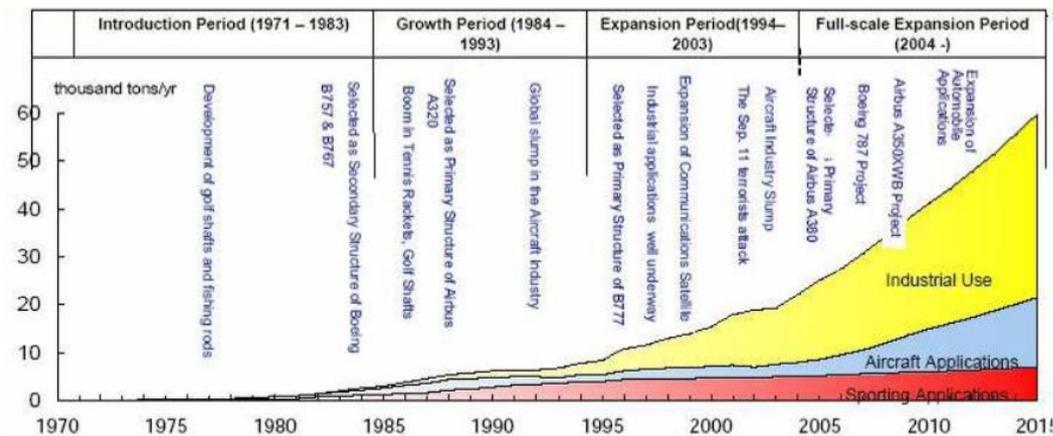


Fig. 11: Andamento del mercato delle fibre di carbonio [5]

### 1.6.1 Industria aerospaziale

Elementi come aerei, razzi e missili con l'ausilio del materiale composito possono volare più in alto, più velocemente e più a lungo. La fibra di carbonio è quella che viene principalmente utilizzata in questo ambito, a causa delle elevate performance che garantisce.

Inizialmente il composito veniva utilizzato principalmente negli aerei militari: si trovava sugli stabilizzatori verticali e orizzontali, sul rivestimento delle ali e dei flaps e in altri componenti strutturali. Tutto questo ha garantito una riduzione del peso intorno al 20-30% del totale. Questo risparmio di peso ha permesso un incremento della capacità del payload.

Dal 2005, l'impiego del composito nelle strutture aeronautiche civili è notevolmente aumentato. Airbus ha intrapreso una campagna di costante aumento dell'utilizzo di questo materiale nei modelli di aeromobili prodotti. Mentre, la sua principale rivale, la Boeing, è passata dall'utilizzo di un 12% di composito nel 777, al 50% nel 787 Dreamliner (Fig.12).

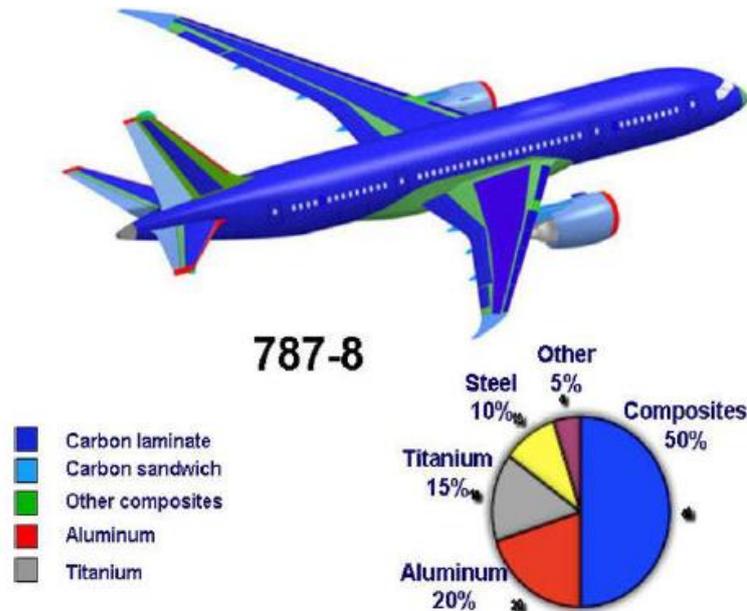


Fig. 12: Materiali impiegati nel Boeing 787-8 [5]

Di seguito viene mostrata, graficamente, una serie di velivoli con la loro percentuale di composito (Fig.13).

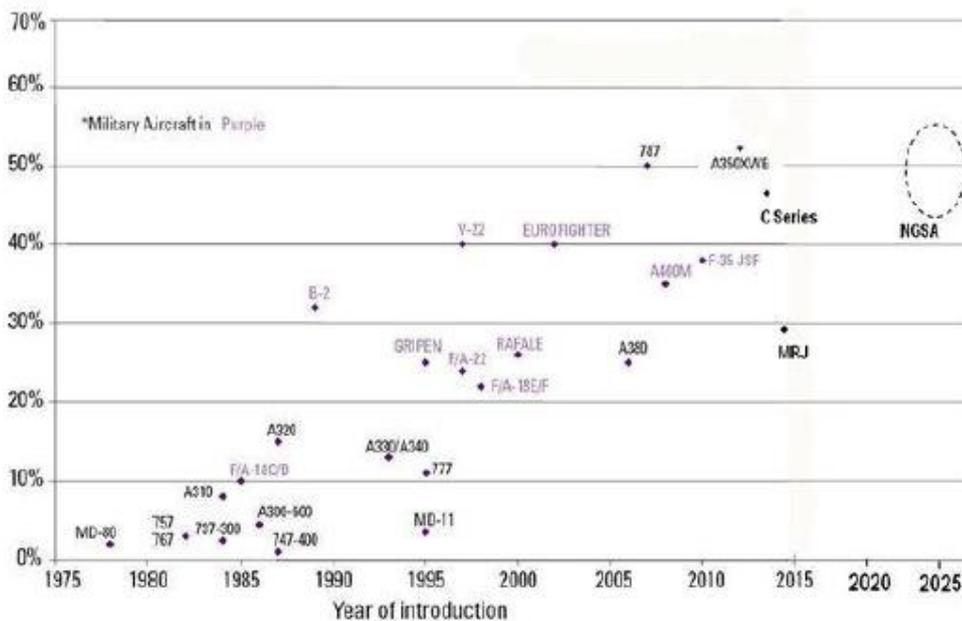


Fig. 13: Percentuale del peso strutturale del contenuto di composito nell'aereo [5]

Si può notare come nell'ultimo modello dell'Airbus A350, la casa costruttrice abbia impiegato una notevole percentuale di materiale composito (Fig.14): circa il 53% del peso della struttura è stata realizzata in composito.

Il notevole incremento registrato per l'impiego di questo materiale, soprattutto in ambito aeronautico, giustifica la campagna sperimentale descritta nella seguente tesi.



Fig. 14: Composizione dell'Airbus A350-900 [7]

## Capitolo 2

### CFRP [2] [3] [4]

I CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) sono materiali compositi costituiti da una matrice polimerica ed un rinforzo in fibra di carbonio. L'impiego di questo materiale ha subito una forte accelerazione negli ultimi anni, grazie alle elevate caratteristiche specifiche che potenzialmente può garantire.

Di seguito si analizzano nel dettaglio i costituenti di tale categoria di materiale.

#### 2.1 Fibre di carbonio

Le fibre di carbonio presentano elevate resistenze e rigidzze specifiche, ma anche un costo elevato. Queste fibre possono essere prodotte da tre differenti precursori (altro fattore che influenza le differenti caratteristiche assunte dal prodotto finale): PAN, rayon o pece.

Il PAN (poliacrilonitrile) è un polimero lineare, ottenuto dalla polimerizzazione dell'acrilonitrile, che possiede gruppi di carbonio-azoto (Fig.15).

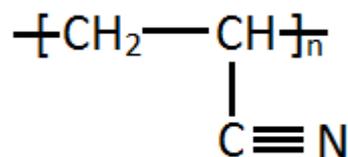


Fig. 15: Formula chimica del poliacrilonitrile

Le fibre di poliacrilonitrile vengono portate a temperature, relativamente, basse (200-240°C) in ambiente ossidante e, contemporaneamente, mantenute in trazione, così da garantire la trasformazione delle catene lineari aperte, in catene che si richiudono in parte su stesse. Viene poi eseguita la procedura di *stabilizzazione*, che limita i fenomeni di rilassamento e di scissione delle catene molecolari.

Successivamente, si esegue la *carbonizzazione* in atmosfera inerte e ad una temperatura compresa tra i 1000°C e i 1500°C. Durante questa fase, viene rimosso l'idrogeno, mentre l'azoto viene sostituito dal carbonio, così da ottenere la formazione di anelli di carbonio, che assumono un ben preciso orientamento. Quest'ultima fase può essere o meno seguita da una *grafitizzazione*, sempre in atmosfera inerte con temperature comprese tra i 2000°C e i 3000°C, dove la fibra assume una struttura cristallina rudimentale.

Un altro precursore, da cui si può ottenere questa fibra, è il rayon. Il rayon è una fibra ottenuta partendo dalla cellulosa e prodotta tramite filatura. La conversione del rayon (ottenuto dalla cellulosa, trattata con solfato di rame e ammoniaca) in fibre di carbonio, avviene attraverso una successione di trattamenti termici a differente temperatura. Si esegue la *stabilizzazione* a 400°C, poi la *carbonizzazione* tra 1000°C e 1500°C ed infine si esegue la *grafitizzazione* intorno ai 2000°C-2800°C. Durante il processo di riscaldamento le fibre vengono stirate, così da permettere agli strati di grafite di allinearsi lungo l'asse della fibra; in questo modo si ottengono elevate caratteristiche di rigidità e resistenza.

La pece, residuo della distillazione del catrame o del petrolio, consiste di migliaia di idrocarburi aromatici di peso molecolare da 200 a 800 unità di massa atomica, che formano un sistema con temperature di rammollimento tra 50 e 300°C. La pece viene riscaldata ad una temperatura tra i 400 e 450°C, così da formare una mesofase, ovvero i cristalli liquidi hanno un ordine molecolare intermedio tra quello dei

cristalli e quello di un liquido. Il carbonio risulta disposto sotto forma di anelli aromatici con gruppi alchilici periferici. La pece fusa viene filata, così da orientare le molecole lungo l'asse delle fibre. In seguito, si esegue un termofissaggio a 300°C ed infine, una carbonizzazione ed una grafitizzazione tra i 1000-2000°C (Tab.1).

<i>Caratteristica</i>	<i>Fibre da PAN</i>	<i>Fibre da Pece</i>
<b>Tenacità (GPa)</b>	1,8-7,0	1,4-3,0
<b>Modulo Elastico (GPa)</b>	230-540	140-820
<b>Allungamento a rottura (%)</b>	0,4-2,4	0,2-1,3
<b>Densità (g/cm<sup>3</sup>)</b>	1,75-1,95	2,0-2,2

Tab. 1: Confronto tra fibre di carbonio ottenute da PAN e Pece

Le fibre di carbonio assumono caratteristiche differenti a seconda del processo di realizzazione. Se quest'ultimo viene interrotto successivamente alla fase di carbonizzazione, si ottengono fibre 'ad alta resistenza'; se invece si completa il processo con la grafitizzazione, si otterranno, a seconda della temperatura raggiunta in questa fase, fibre 'ad alto modulo' e fibre 'ad altissimo modulo' (Tab.2).

		Carbonio ad alta resistenza (HS)	Carbonio ad alto modulo (HM)	Carbonio ad altissimo modulo (UHM)
densità	kg/m <sup>3</sup>	1800	1850	2100
modulo elastico E	GPa	230	400	700
resistenza meccanica a trazione	MPa	5000	3000	1500
deformazione a rottura	%	2.0	0.9	0.3
resistenza specifica	MPa/kg	2.78	1.62	0.71

Tab. 2: Caratteristiche meccaniche

Facendo riferimento alla seguente tabella (Tab.3), si posso fare dei confronti fra le differenti tipologie di fibre, così da comprendere le

motivazioni che hanno portato alla scelta di questo materiale, essendo il più utilizzato e quello che presenta le migliori caratteristiche, per la campagna sperimentale descritta nella presente tesi. Le fibre di carbonio presentano un modulo elastico notevolmente maggiore rispetto alle fibre di vetro E, nonostante un più basso valore della tensione di rottura. Dalla tabella si evince anche che la densità della fibre di carbonio è inferiore a quella di vetro. La fibra di carbonio, inoltre, è un ottimo conduttore.

Materiale delle fibre	Resistenza a trazione $\sigma_r$ (MPa)	Modulo elastico $E$ (MPa)	Densità $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	Resistenza specifica $\sigma_r/\rho$ (m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> )	Modulo specifico $E/\rho$ (m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> )
Vetro E	3000	72 400-76 000	2,54	1,18	28,5
Vetro S	4600	84 000-88 000	2,48	1,85	35,5
Boro con anima in tungsteno	3500	410 000	2,60	1,35	158,0
Boro con anima in grafite	3200	365 000	2,10	1,56	174,0
Aramidiche	3600	130 000	1,48	2,43	87,0
Allumina policristallina	1400	380 000	3,70	0,373	103,0
Grafite PAN, HS, alta resistenza	3500	228 000	1,78	1,96	128,0
Grafite, modulo intermedio	2500	250 000	1,78	1,39	140,0
Grafite alto modulo	2100	390 000	1,90	1,10	205,0
Grafite modulo estrem. alto	1700	517 000	1,86	0,92	278,0
Grafite da precursore Pitch (Pece)	1500	345 000	2,02	0,85	171,0
Tungsteno	4200	414 000	19,30	0,22	21,0
Berillio	1300	241 000	1,83	0,71	132,0

Tab. 3: Caratteristiche delle fibre

## 2.2 Matrice termoindurente

La matrice termoindurente presenta migliori proprietà meccaniche e temperature di servizio più elevate rispetto a quella di tipo termoplastico. Le resine termoindurenti hanno un comportamento elasto-fragile indipendente dalla temperatura, fino al raggiungimento di una soglia di temperatura oltre la quale si ha la degradazione del materiale. Una volta eseguita la reticolazione, in cui avviene l'indurimento della resina, il materiale non può essere ulteriormente modificato. Quindi, questa tipologia di matrice non può essere fusa, a causa dei legami chimici che si vanno a creare tra le macromolecole. Infatti, durante la produzione, si

generano legami covalenti, che creano una rete tridimensionale di atomi di carbonio, fino a formare un solido rigido. I principali elementi positivi di questo tipo di matrice sono:

- Bassa viscosità della miscela, nella fase di impregnazione delle fibre;
- Stabilità termica e resistenza chimica;
- Bassa densità;
- Alti valori di resistenza e moduli specifici.

Il processo di polimerizzazione delle matrici termoindurenti avviene in genere per poliaddizione. Si parte da un'unità fondamentale, detta monomero, che si va a legare con gli altri monomeri in presenza di un induritore, così da giungere alla formazione di catene polimeriche.

La polimerizzazione per poliaddizione avviene con produzione di calore. Quindi, è necessario l'impiego di strutture di grandi dimensioni che provvedano ad un' appropriata dissipazione del calore, evitando eccessivi riscaldamenti che potrebbero provocare effetti disastrosi.

La completa polimerizzazione della matrice termoindurente avviene seguendo un processo composto dalle seguenti fasi:

1. *Gelificazione*: fase in cui avviene circa il 70% della polimerizzazione, ottenuta a temperatura ambiente;
2. *Curing*: il polimero viene scaldato sotto pressione al fine di ottenere una buona compattezza nel materiale, assicurando un legame fibra-matrice ottimale; in questa fase si minimizzano le eventuali tensioni residue formatesi nella fase precedente (con conseguente ritiro) a seguito del ciclo termico associato alla polimerizzazione.
3. *Post-curing*: (stadio facoltativo) in questa fase il polimero viene riscaldato ad una temperatura superiore a quella precedente, il che genera un ulteriore indurimento della matrice, ottenendo la completa reticolazione della resina.

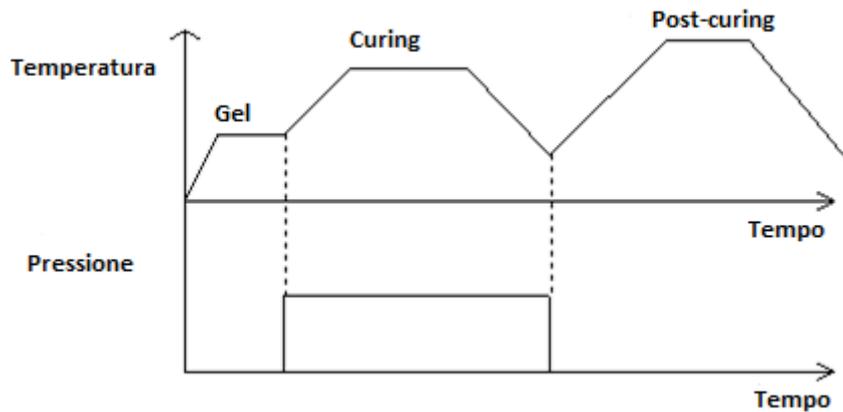


Fig. 16: Ciclo termico e di pressione in processo di polimerizzazione

Le matrici termoindurenti solitamente sono sensibili agli ultravioletti e all'umidità, che ne determinano una riduzione delle caratteristiche meccaniche e della resistenza allo scorrimento fibra-matrice (possibile causa del debonding<sup>4</sup>).

Le principali resine termoindurenti sono (Tab.4):

- Resine *epossidiche* hanno le migliori proprietà meccaniche, ottima adesione alle fibre, quindi elevata resistenza alla delaminazione, buona resistenza agli agenti ambientali e corrosivi; basso ritiro e, di conseguenza, bassi valori di sollecitazioni residue e una notevole stabilità termica. Inoltre, hanno il vantaggio di poter essere trattate a temperature e pressioni non elevate. Caratteristica essenziale è la presenza di gruppi epossidici, anelli a tre termini, uno di ossigeno e due di carbonio. La struttura è particolarmente reattiva, poiché l'anello a tre atomi è soggetto ad un forte stato tensionale e tende ad aprirsi. Le resine epossidiche sono costose e, quindi, utilizzate per lo più con fibre di carbonio e aramidiche. Il loro impiego avviene principalmente per applicazioni aeronautiche e aerospaziali. I principali svantaggi che si riscontrano nell'utilizzo della resina epossidica sono: viscosità relativamente elevata, che

<sup>4</sup> Debonding: due materiali non aderiscono più tra di loro.

rende difficoltoso l'annegamento delle fibre nella matrice; costo elevato; bassa temperatura critica.

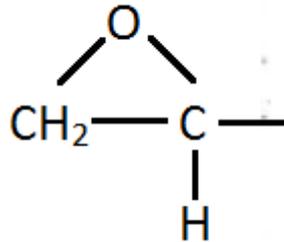


Fig. 17: Rappresentazione chimica del gruppo epossidico

- Resine *poliestere*, costituite da un poliestere non saturato disciolto in un monomero reagente, trovano un'ottima applicazione in unione alle fibre di vetro. Hanno un basso costo, bassa viscosità, così da facilitare l'annegamento delle fibre, buona resistenza ad agenti ambientali e corrosivi, breve tempo di polimerizzazione e buone caratteristiche meccaniche. I principali svantaggi sono il debole legame fibra-matrice, la fragilità alle sollecitazioni di taglio e una temperatura massima di esercizio inferiore a quella delle resine epossidiche. Le resine poliestere sono utilizzate in applicazioni ferroviarie, marine, chimiche ed elettriche.
- Resine *fenoliche*, assicurano le stesse proprietà delle resine epossidiche anche ad alte temperature. Sono ottenute dalla reazione del fenolo con la formaldeide in presenza di un catalizzatore acido o alcalino. Hanno lo svantaggio, di richiedere un'elevata pressione durante la polimerizzazione. Trovano applicazione nei mezzi in cui è richiesta una certa resistenza al fuoco. Queste resine, però, sono estremamente pericolose per la salute dell'uomo; esse, infatti, hanno effetti cancerogeni a causa della presenza della formaldeide.
- Resine *viniliche*, presentano le stesse peculiarità delle resine poliestere, ovvero bassa viscosità e buona resistenza agli agenti corrosivi, ma con un legame fibra-matrice più forte, che garantisce

un composito più efficiente in termini di resistenza a fatica e alla frattura. Il costo più elevato rispetto alle resine poliestere e l'impossibilità di variare le caratteristiche, rendendo tale tipologia di resine poco flessibile e di uso relativamente limitato.

Proprietà	Poliestere	Epossidica	Fenolica	Termoplastica (Peek 45 G)
Densità (kg/m <sup>3</sup> )	1100 + 1460	1110 + 1400	1300 + 1320	1300
Modulo a trazione E (GPa)	2 + 4,5	2,3 + 3,9	3,1	3,8
Resist. a trazione (MPa)	42 + 68	28 + 91	41 + 62	100
Resist. a compressione (MPa)	90 + 186	100 + 175	86 + 103	-
Resist. a flessione (MPa)	58 + 117	106 + 129	75 + 117	-
Calore specifico (J·kg <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )				
Conducib. termica (W·m <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )	0,21	0,21	-	-
Coefficiente di dilatazione termica (10 <sup>-6</sup> °C <sup>-1</sup> )	80 + 100	50 + 70	60 + 80	-
Temperatura di transizione vetrosa (°C)	100	120	-	143
Coefficiente di Poisson	0,34	0,20 + 0,34	-	-
Resilienza J (prove Izod)	0,27 + 0,54	0,2 + 2,3	0,3 + 0,5	-
Durezza (Rockwell M)	115	100 + 112	120	-
Assorbimento H <sub>2</sub> O (%)	0,15 + 0,60	0,08 + 0,15	0,3 + 1,0	-

Tab. 4: Caratteristiche di alcune matrici polimeriche a temperatura ambiente [4]

## Capitolo 3

### Laminazione in autoclave <sup>[1]</sup> <sup>[4]</sup>

Le tecnologie di formazione del materiale composito sono molteplici, ognuna ha particolari caratteristiche, che ne favorisce l'impiego per alcune produzioni piuttosto che per altre. Gli obiettivi del processo di fabbricazione del materiale composito sono:

- Ottenere un prodotto compatto;
- Minimizzare i vuoti;
- Ridurre le tensioni interne residue.

Nell'industria aeronautica, la tecnologia della formatura in autoclave è quella maggiormente utilizzata.

L'autoclave è dotata di una fonte termica e di raffreddamento, in grado di far seguire al pezzo il ciclo riscaldamento/raffreddamento ottimale per il materiale. Inoltre, deve avere un sistema di pressurizzazione che porta velocemente l'aria alla pressione richiesta.

La macchina deve avere anche un sistema di pompe per il vuoto, tale da mantenere la depressione all'interno del sacco. Il vuoto è fondamentale per il processo, poiché permette una compattazione uniforme nel laminato, ed inoltre, favorisce la fuoriuscita, dal laminato stesso, delle bolle d'aria e delle sostanze volatili, che si formano durante la polimerizzazione. All'interno dell'autoclave ci sono sensori di pressione e temperatura, che permettono il monitoraggio dell'evoluzione del ciclo sul pezzo in produzione (Fig.18). Un ulteriore controllo di questi parametri avviene grazie all'impiego di una termocoppia, inserita in un laminato prova, avente le stesse lamine di preimpregnato ed uguale sequenza di laminazione, curato contemporaneamente al principale.



Fig. 18: Monitoraggio del ciclo

I principali vantaggi dell'impiego di questa tecnologia sono:

- Possibilità di realizzare componenti strutturali in composito, con la più alta percentuale di frazione volumetrica di fibre;
- La sua relativa semplicità.

L'autoclave presente nei laboratori hangar (Fig.19), della scuola di Ingegneria e Architettura di Forlì, è un macchinario ITALMAC del 2008.

I suoi parametri caratteristici sono:

- Lunghezza: 3 m
- Diametro esterno: 1.50 m
- Diametro interno: 0.90 m
- Volume: 3200 l
- Temperatura minima: +20°C
- Temperatura massima: +200°C



Fig. 19: Autoclave

### 3.1 Processo produzione materiale

I provini utilizzati in questa campagna sperimentale sono stati ricavati dal taglio di un laminato piano di dimensioni 490x420 mm. La lastra è stata realizzata per laminazione manuale, utilizzando un tessuto unidirezionale puro preimpregnato, dell'azienda DeltaPreg.

Tutto il processo è riassunto nella sequenza successiva:

- Il preimpregnato, prima di poter essere lavorato, deve essere estratto dal freezer, nel quale viene conservato, e lasciato riposare a temperatura ambiente per circa un'ora, evitando la formazione di umidità.
- Per la realizzazione dei provini è stata scelta una sequenza di laminazione cross-ply<sup>5</sup>, simmetrica<sup>6</sup> e bilanciata<sup>7</sup>:  $[90^{\circ} \backslash 0^{\circ}_2 \backslash 90^{\circ} \backslash$

---

<sup>5</sup> Cross-ply: laminato costituito da un numero arbitrario di lamine dello stesso materiale e spessore, ma con un'alternanza di orientazione a  $0^{\circ}$  e  $90^{\circ}$ .

<sup>6</sup> Simmetrica: laminato in cui la sequenza delle lamine al di sotto del piano medio è l'immagine speculare della sequenza di laminazione al di sopra dello stesso piano.

<sup>7</sup> Bilanciata: laminato simmetrico ed equilibrato. Un laminato equilibrato è un laminato in cui, per ogni lamina orientata a  $+\alpha$ , è presente una lamina identica a  $-\alpha$ .

$90^\circ]_5$ . Sono state, quindi, tagliate cinque lamine per gli strati a  $90^\circ$  e quattro per quelli a  $0^\circ$ , nella clean room<sup>8</sup>, presente nei laboratori hangar (Fig.20).



Fig. 20: Taglio del preimpregnato unidirezionale

- Si prende lo stampo in alluminio (Fig.21), sulla struttura rettangolare vengono fissate, mediante delle viti, delle barre così da delimitare una porzione dello stampo con le dimensioni volute, tale accorgimento, inoltre, permette di evitare un deflusso eccessivo della resina. Lo stampo viene accuratamente pulito e sulla superficie vengono applicati più strati di agente distaccante liquido, che impedisce l'adesione della resina allo stampo.

---

<sup>8</sup> Clean room: camera pressurizzata, termoregolata e umidificata.



Fig. 21: Stampo

- Prima di passare alla deposizione delle lamine, lo stampo viene rivestito da uno strato di film distaccante (Fig.22), che garantirà, una volta completata la lavorazione, una maggiore facilità nella rimozione dallo stampo del pezzo polimerizzato.

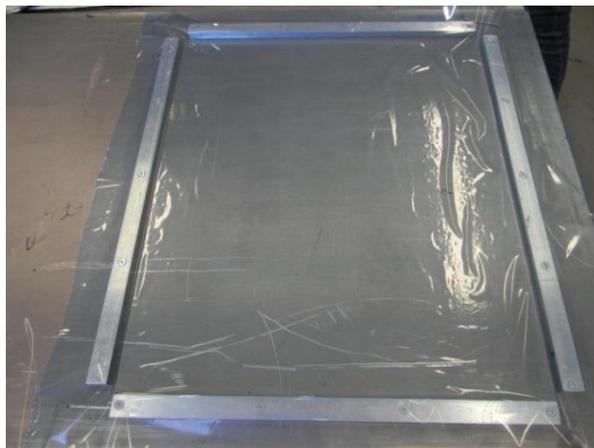


Fig. 22: Deposizione strato di film distaccante

- I preimpregnati vengono depositati nello stampo tenendo conto dell'orientamento delle fibre (Fig.23). Si mettono il numero di strati necessari per ottenere lo spessore desiderato.

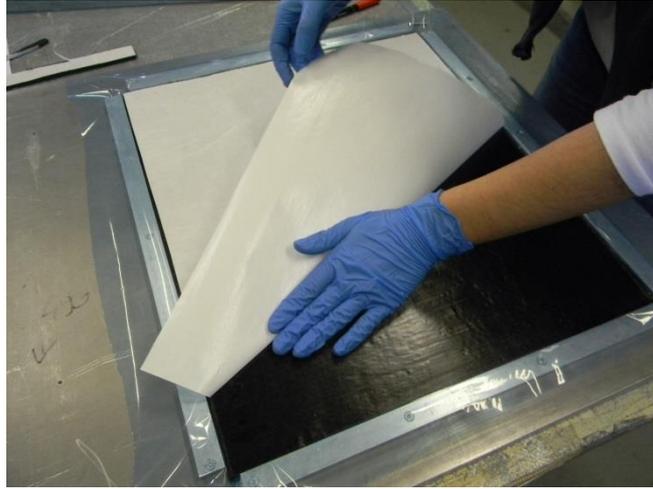


Fig. 23: Deposizione lamina

- Durante la deposizione, si deve far attenzione a rimuovere ogni traccia d'aria tra gli strati (Fig.24). Il processo non è molto semplice a causa delle possibili irregolarità. Non devono rimanere tasche d'aria intrappolate tra gli strati, perché potrebbero generare delaminazioni.



Fig. 24: Rimozione delle bolle d'aria

- Sono stati tagliati gli angoli del film distaccante, così da facilitare la fuoriuscita della resina durante la polimerizzazione (Fig.25).

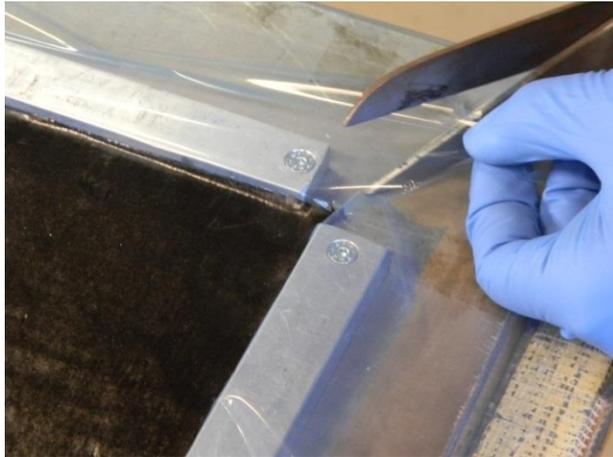


Fig. 25: Taglio degli angoli

- Si posiziona un ulteriore strato di film distaccante sulla superficie del laminato, per favorire il successivo distacco dal controstampo (Fig.26).

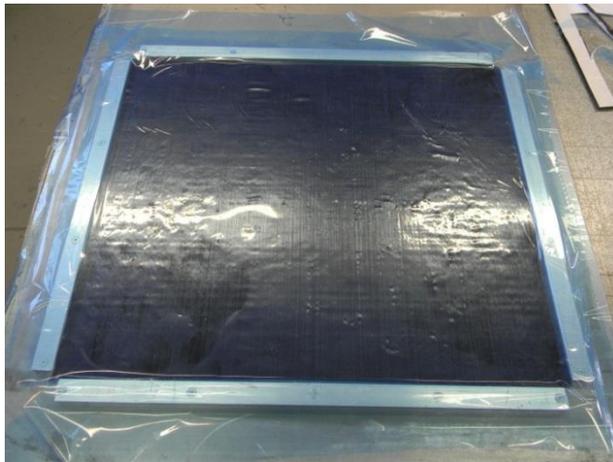


Fig. 26: Film distaccante

- Si posiziona un controstampo, anch'esso avvolto nel film distaccante, per una maggiore sicurezza in fase di estrazione (Fig.27).



Fig. 27: Posizionamento controstampo

- Si avvolge il tutto con uno strato aeratore, che ha insieme il compito di bleeder, cioè di assorbire la resina in eccesso, e di breather, ovvero di veicolare i gas che usciranno dal laminato durante la polimerizzazione, verso la pompa (Fig.28).

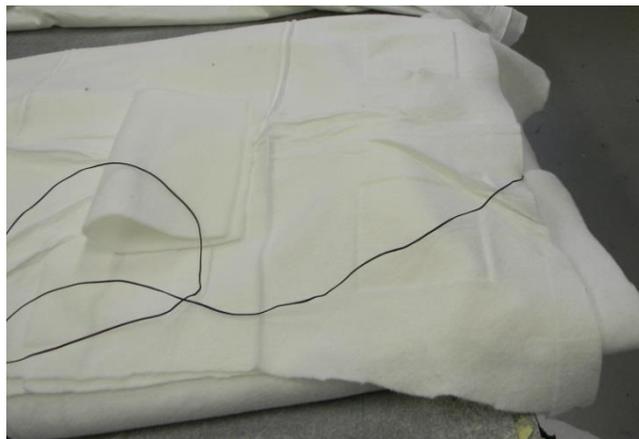


Fig. 28: Strato aeratore

- Tutta la struttura viene inserita all'interno di un apposito sacco di materiale plastico (Fig.29).



Fig. 29: Sacco per il vuoto

- Le estremità del sacco vengono sigillate con una guarnizione sigillante altamente aderente, in grado, una volta creato il vuoto, di mantenerlo nel sacco, separando l'ambiente interno al sacco da quello della camera dell'autoclave (Fig.30).



Fig. 30: Sigillatura del sacco

- Per la creazione del vuoto, viene collegato un tubo presente all'interno dell'autoclave, ad un'apposita valvola, fissata sulla superficie del sacco (Fig.31).

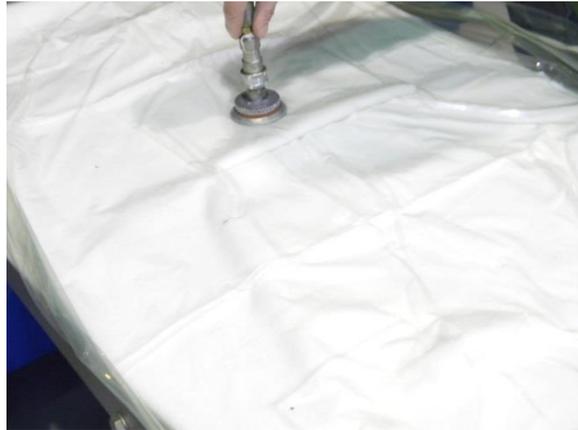


Fig. 31: Creazione del vuoto

- Per monitorare la temperatura durante il processo di cura, si è utilizzata una termocoppia che è stata inserita all'interno di un laminato di prova, avente stessa sequenza di laminazione del principale (Fig.32).



Fig. 32: Termocoppia inserita nel laminato di prova

- Il tutto viene inserito nell'autoclave, che viene poi chiusa ermeticamente (Fig.33).

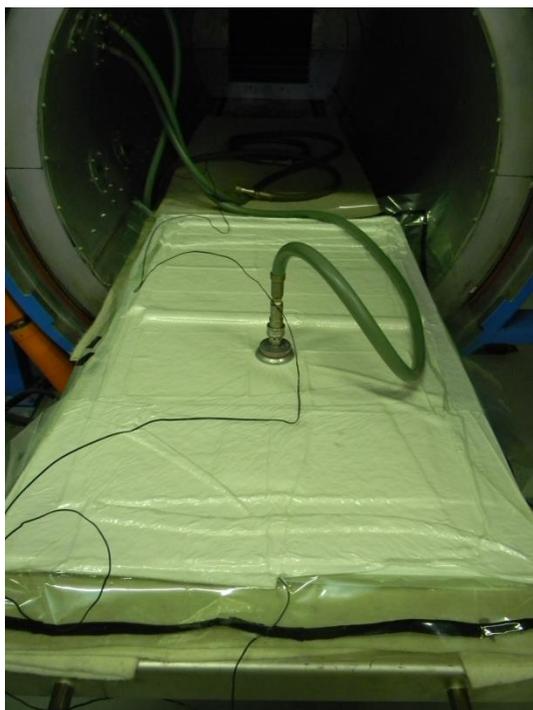


Fig. 33: Inserimento nell'autoclave

- All'interno dell'autoclave, la temperatura e la pressione raggiungono i valori desiderati per innescare la polimerizzazione della resina. Questi valori sono stati ricavati dalle indicazioni fornite dalla casa produttrice del materiale base. Un generico ciclo di cura prevede: incremento della temperatura, fino al raggiungimento di un valore sufficientemente elevato (80-100°C), dando inizio alla polimerizzazione, che rende la resina viscosa. In seguito, si raggiunge la temperatura di cura (100-150°C) e la resina gelifica (esponenziale aumento della viscosità) (Fig.34).

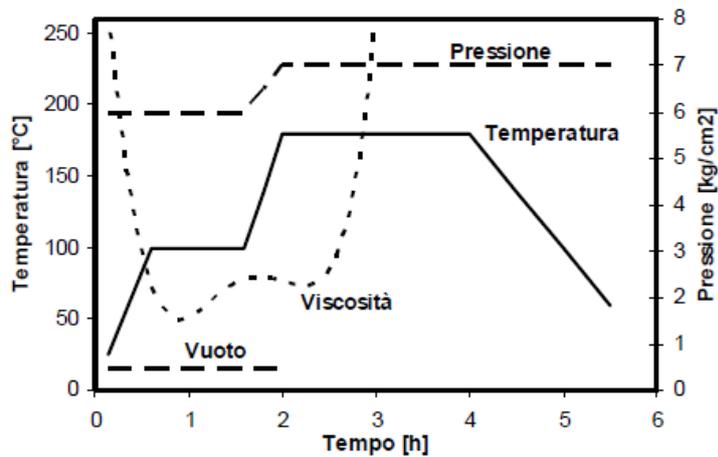


Fig. 34: Generico grafico di polimerizzazione

Nella seguente figura (Fig.35) è riportato il grafico del ciclo di cura seguito dall'autoclave per la polimerizzazione. La curva rossa rappresenta il set-point della temperatura seguito dall'autoclave, in modo tale che il laminato segua l'andamento del ciclo di cura impostato. La curva arancione mostra lo sviluppo reale della temperatura nel pezzo, ricavabile grazie alla presenza della termocoppia. La rampa di salita segue un incremento di 2° al minuto. Quando la temperatura nel pezzo raggiunge quella di riferimento (120°), questa viene mantenuta per un tempo di 90 minuti. Successivamente, si ha un raffreddamento di 4° al minuto. La curva blu rappresenta la temperatura media all'interno dell'autoclave, si nota un overshoot, che permette di raggiungere più velocemente la temperatura di set-point. La curva verde indica il riferimento della pressione, che raggiunge un plateau di 6 bar. La curva celeste, invece, esplica il reale andamento della pressione in autoclave. Nell'autoclave viene anche applicato, come di norma, un vuoto a -1 bar.

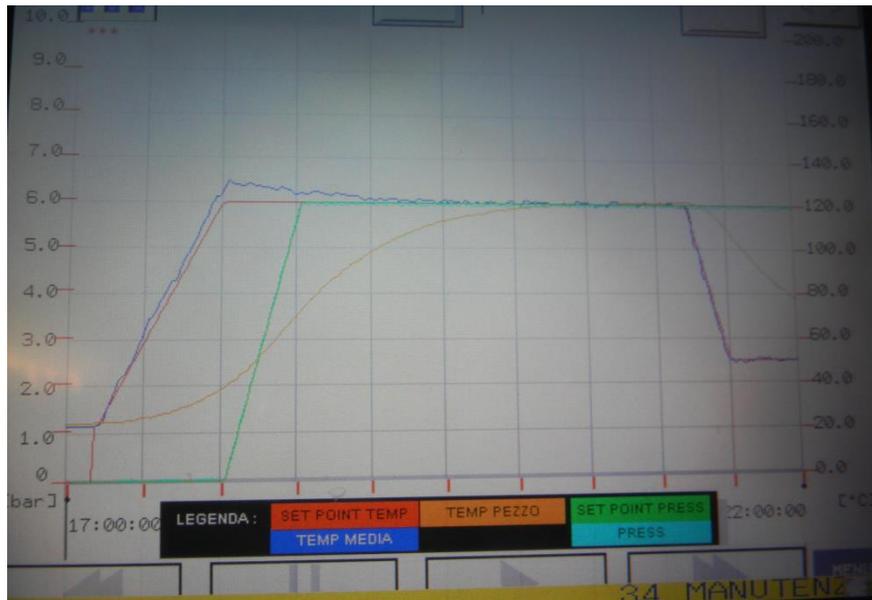


Fig. 35: Ciclo di cura

- Terminata la polimerizzazione si lascia raffreddare l'assieme mantenendo la pressione all'interno dell'autoclave.
- Al termine, tolta la pressione, si rimuove la struttura dall'autoclave, e si procede con la rimozione degli strati (Fig.36), fino all'estrazione del pezzo polimerizzato dallo stampo (Fig.37).



Fig. 36: Rimozione strati

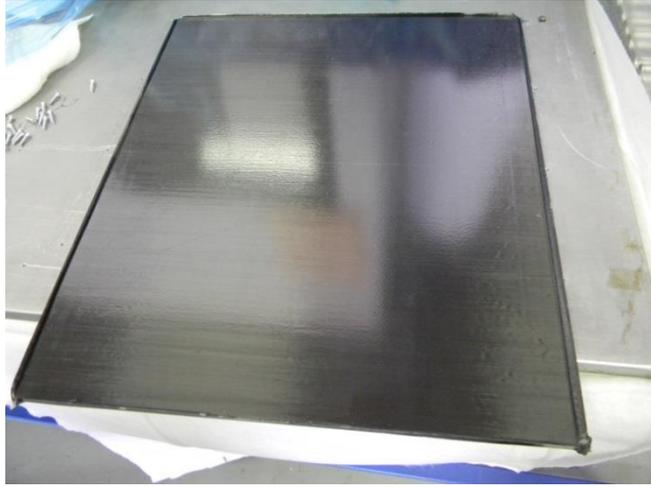


Fig. 37: Laminato

## *Capitolo 4*

### **Impatto su materiali compositi** [8] [9]

Il fattore che influenza maggiormente il comportamento dei materiali compositi, è la presenza al loro interno di difetti o alterazioni di varia origine. La natura e l'estensione di un difetto dipendono da un gran numero di parametri, tra i quali:

- Le condizioni di carico;
- La sequenza di laminazione;
- Le proprietà dei costituenti;
- Le condizioni ambientali.

Danneggiamenti e degradazioni del materiale possono verificarsi durante la vita di esercizio della struttura in composito. Tipiche cause di tali danni sono:

- Carichi ciclici
- Forti sbalzi di temperatura
- Impatti

In questa tesi si descrive la campagna sperimentale che si è affrontata per la determinazione della variazione della resistenza a compressione di un materiale composito CFRP, dopo che ha subito un impatto a bassa velocità. La particolarità dello studio, qui descritto, sta nel fatto che l'impatto non avviene nella zona centrale del provino, ma sul bordo di quest'ultimo. Su questa tipologia di impatto non esistono normative: ciò conferma la novità delle prove effettuate e la mancanza di esempi a cui fare riferimento.

Prima di descrivere nel dettaglio la campagna svolta, è bene focalizzare l'attenzione sul fenomeno dell'impatto e sulle conseguenze che esso genera se applicato ad un materiale composito.

In un materiale metallico, il danno dovuto ad impatto è di facile individuazione: esso, infatti, si manifesta sempre sulla superficie impattata. Inoltre, il comportamento del metallo varia a seconda dell'energia di impatto: se l'energia è bassa avrà un comportamento esclusivamente elastico, mentre se l'energia è alta si avrà una deformazione plastica (sempre partendo dalla superficie).

Invece, nei compositi questa affermazione non è sempre vera, il danno si può palesare anche sulla superficie non impattata o sotto forma di delaminazione interna. Le conseguenze dell'impatto sul composito, dipendono fortemente dallo spessore del corpo impattato, dalla sua sequenza di laminazione, dal materiale impiegato per la sua produzione e dall'energia di impatto. Inoltre, molti reagiscono, solamente, assorbendo energia con deformazioni elastiche o attraverso meccanismi di danneggiamento, non per deformazioni plastiche come avviene nel caso dei metalli.

L'impatto genera una propagazione di onde elastiche, che dal punto d'impatto si diffondono lungo tutta la struttura. Queste sono più o meno rilevanti a seconda della velocità e del tipo di impatto.

Le principali tipologie di danni causati da un impatto su di un composito, la cui combinazione può portare al collasso dell'intera struttura, sono (Fig.38):

- Cricche nella matrice
- Delaminazione
- Frattura delle fibre
- Distacchi sull'interfaccia tra fibra e matrice (scollamento)

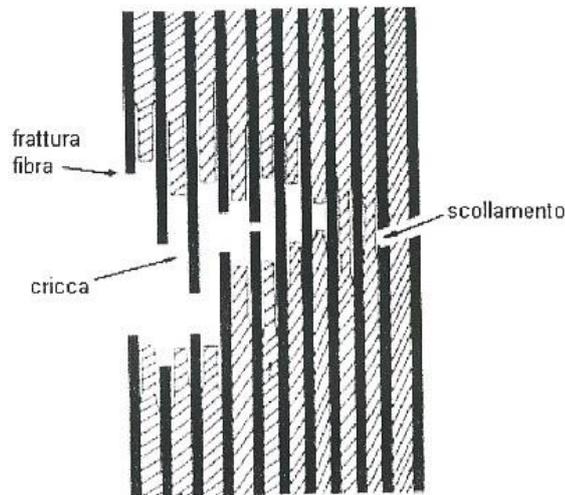


Fig. 38: Processi locali di rottura in un laminato

➤ Cricche nella matrice

Le cricche nella matrice rappresentano il difetto più invasivo in un materiale composito a matrice polimerica. Queste si possono propagare nel materiale in due modi:

- Attraverso gli strati del laminato
- Muovendosi parallelamente alle fibre

Le cricche sono responsabili, insieme ad altri difetti, delle larghe zone di danneggiamento che si osservano quando si hanno impatti nella direzione trasversale alla direzione del carico. Questi danni, da un punto di vista meccanico, riducono la rigidità del composito.

➤ Delaminazione

La delaminazione, cioè il distacco fra due lamine adiacenti, è una delle più frequenti cause di rottura dei compositi laminati. Piccole aree delaminate, possono ridurre la resistenza a compressione del materiale fino a circa il 50%; questo tipo di frattura interlaminare, infatti, riduce la stabilità delle

fibre sotto carico. Tutto questo genera il fenomeno localizzato dell'instabilità elastica (buckling). Frequentemente, la delaminazione si localizza sui bordi di taglio del laminato o, se presenti, intorno a fori di bulloni e rivetti.

Di recente, per ovviare il verificarsi di questo fenomeno, si è passati all'utilizzo delle matrici termoplastiche (come il PEEK<sup>9</sup>), essendo quest'ultime in grado di conservare un'elevata resistenza a compressione dopo gli impatti.

#### ➤ Frattura delle fibre

Nei compositi "multidirezionali" le fibre assorbono quasi tutto il carico, quindi la loro frattura può avere gravi conseguenze sulla resistenza e la rigidità del materiale. Le principali cause del danneggiamento della fibra sono:

- Impatti trasversali alla direzione del carico, che creano zone con fibre fratturate a ridosso della zona impattata;
- Carichi di compressione, che inducono fenomeni locali di instabilità (microbuckling).

Questa tipologia di danno è la più pericolosa per le strutture soggette a carichi di trazione (Fig.39). Si è osservato che la frattura, anche piccola, delle fibre può portare al collasso della struttura. La rottura delle fibre è estremamente difficile da rilevare, se non è accompagnata da difetti più evidenti e per questo motivo, è un fenomeno non ancora esaustivamente conosciuto. L'energia di deformazione immagazzinata nelle fibre, è notevolmente più grande di quella accumulata nella matrice, pertanto essa viene rilasciata per rottura (fragile) di poche fibre oppure per rottura (duttile) di un'ampia zona della matrice polimerica.

---

<sup>9</sup> PEEK: polieterechetone, è un polimero termoplastico semicristallino, la cui struttura nasce dalla ripetizione di due gruppi etere e di uno chetone.

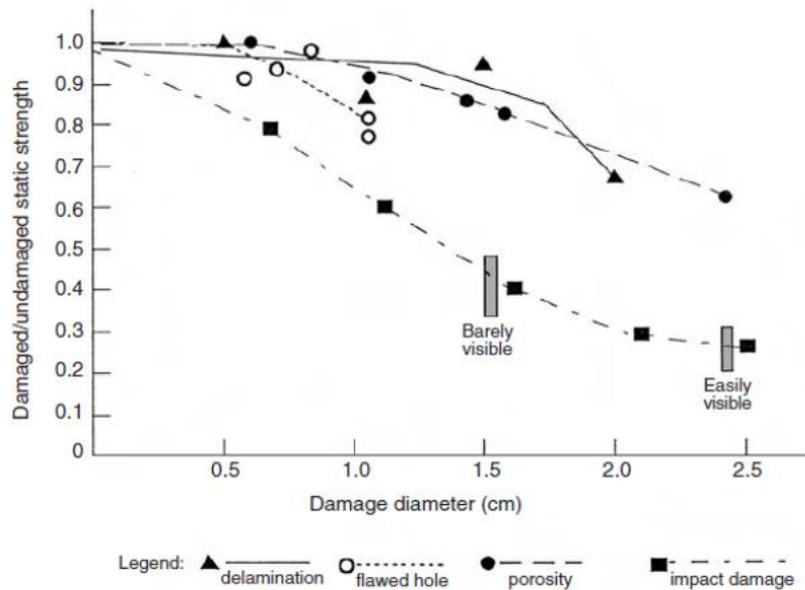


Fig. 39: Importanza dei vari danni sul materiale composito [11]

➤ Distacco sull'interfaccia tra fibra e matrice

Quando il valore delle tensioni all'interfaccia tra fibra e matrice supera il limite locale, si può verificare lo scollamento fra i due componenti e la formazione di una cricca. Si tratta di un danno di difficile investigazione con le tecniche odierne, a causa della sua microscopicità. Un metodo per poter ovviare questo problema, potrebbe essere quello di eseguire un trattamento superficiale delle fibre.

Questo difetto non compromette in modo significativo le proprietà meccaniche del materiale: in alcuni casi possono anche ridursi le tensioni concentrate alle estremità delle cricche. Un effetto negativo rilevante che si può verificare a causa dello scollamento, è l'ingresso di acqua nel composito: si va così ad influire sui limiti a compressione del materiale.

## 4.1 Tipologie di impatto [11]

Gli impatti possono essere classificati in base alla velocità di applicazione dell'impulso sul laminato composito. Si hanno impatti a:

- Ipervelocità (velocità superiore ai 2 km/s)
- Alta velocità (velocità comprese tra 50 m/s e 1000 m/s)
- Velocità intermedia (velocità comprese tra 10 m/s e 50 m/s)
- Bassa velocità (velocità inferiori a 10 m/s)

L'impatto introduce nel materiale delle onde di pressione che si propagano lungo lo spessore del laminato. Il confronto tra il tempo necessario alle onde per attraversare il laminato e il tempo di contatto tra impattatore e laminato, è una discriminante delle varie tipologie (Fig.40). Ad esempio, si ha una velocità intermedia se il tempo di contatto è superiore a quello che l'onda impiega per attraversare il laminato.

Negli impatti a bassa velocità, si generano onde di flessione e di taglio che si riflettono più volte dal punto d'impatto ai bordi e viceversa. Nel paragrafo successivo si approfondisce la questione dell'impatto a basse velocità.

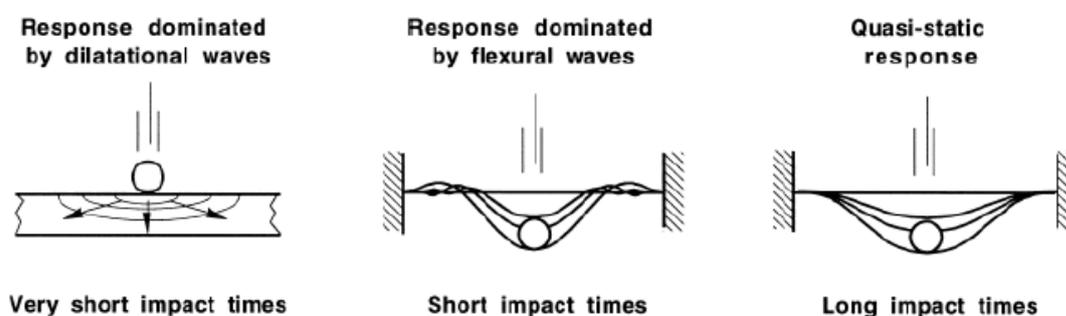


Fig. 40: Risposta del laminato per differenti tempi di contatto [11]

Un'ulteriore metodologia di classificazione degli impatti, è quella che si basa sull'energia e si divide in: bassa, media e alta energia.

La distinzione si nota soprattutto dalle conseguenze che generano, infatti, impatti ad alta energia provocano perforazioni e microdelaminazioni sul bordo dell'indentatura<sup>10</sup>; quelli a media energia provocano una rottura delle fibre nella parte opposta del laminato e delaminazioni nella zona sottostante il punto di impatto; mentre, quelli a bassa energia generano danni con bassissima visibilità superficiale, ma con ampie delaminazioni e propagazione a cono al di sotto del punto di impatto.

## **4.2 Impatti a bassa velocità (LVI) [10] [11] [14]**

Una situazione particolare si riscontra quando gli impatti generano difetti di dimensioni molto limitate, tali da rendere difficile la loro individuazione. Le conseguenze che essi generano sull'integrità strutturale del componente, possono indurre il verificarsi di ripercussioni negative e, in alcuni casi, generare disastri. Prima che i difetti manifestino la loro presenza, si può avere un'evoluzione, internamente al materiale, per un lungo intervallo di tempo. Quest'ultimo è il principale motivo per cui questo tipo di impatto risulta pericoloso, soprattutto in particolari campi di applicazione, come quello aeronautico.

Infatti, questo tipo di impatto può interessare le strutture in composito nelle operazioni di manutenzione o di riparazione da parte degli operatori, dovuti alla caduta da altezze ridotte di strumenti di massa non trascurabile. Differente situazione si riscontra nel caso degli impatti ad alta velocità, identificabili negli urti con volatili durante la fase di volo e in quelli legati alla fase di decollo e atterraggio dove, ad esempio, le ruote dell'aereo proiettano sulla struttura ghiaia o piccoli detriti, presenti sulla pista, ad elevata velocità.

---

<sup>10</sup> Indentatura: è l'impronta che si genera sulla superficie del materiale dopo l'impatto, è l'unico elemento che permette di segnalare l'avvenuto impatto ad un'ispezione visiva. L'impronta è tanto più profonda tanto più è elevata l'energia di impatto o la forza massima di contatto.

Gli impatti a bassa velocità possono essere trattati come “quasi statici”, poiché il carico e le deflessioni sono relazionati come nel caso statico. Le velocità per cui ci si trova di fronte a questa tipologia di impatto sono, generalmente, inferiori ai 10 m/s.

L’inserimento di un impatto nella categoria a bassa velocità non dipende esclusivamente dalla velocità, ma anche dalla massa e dalle proprietà del laminato. La durata del contatto deve essere sufficientemente lunga, così da ottenere una risposta che sia quella dell’intera struttura, di conseguenza si ha un elevato assorbimento di energia elastica. Il laminato presenta un comportamento elastico fino ad un certo livello di energia, oltre la quale si verificano fratture nella matrice o sull’interfaccia fibra-matrice.

Lo spessore del laminato influenza in maniera significativa la risposta del materiale all’impatto. Nei laminati sottili, le rotture si manifestano principalmente sul retro del pezzo per le elevate tensioni flessionali, mentre in quelli più spessi si presentano sotto forma di rotture trasversali, vicino al punto di contatto (Fig.41).

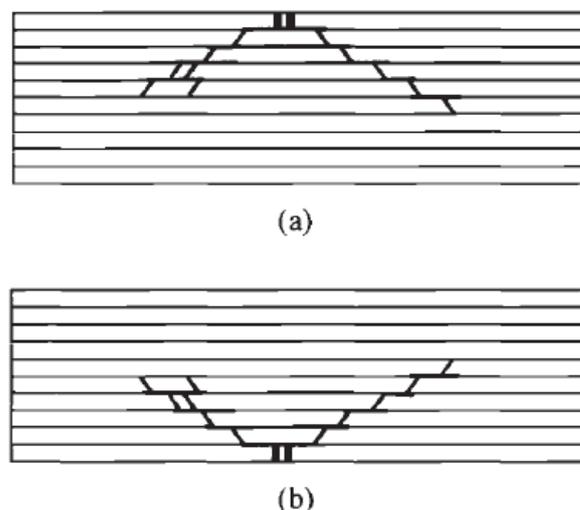


Fig. 41: Evoluzione del danno ad "albero di Natale" (a) laminato spesso (b) laminato sottile

Una conseguenza di queste rotture trasversali sono le delaminazioni, che muovendosi lungo lo spessore e allontanandosi dal punto di impatto aumentano di dimensione, descrivendo un percorso tronco-conico. Il numero di delaminazioni e la loro estensione dipendono soprattutto dalla forza e dall'area di contatto. La delaminazione si verifica solo quando viene raggiunta una certa energia di soglia e in presenza di una cricca nella matrice.

I modi di propagazione principali di una delaminazione, in base al tipo di carico applicato, sono (Fig.42):

- a. Modo di apertura
- b. Modo di scorrimento o taglio
- c. Modo di lacerazione o strappo

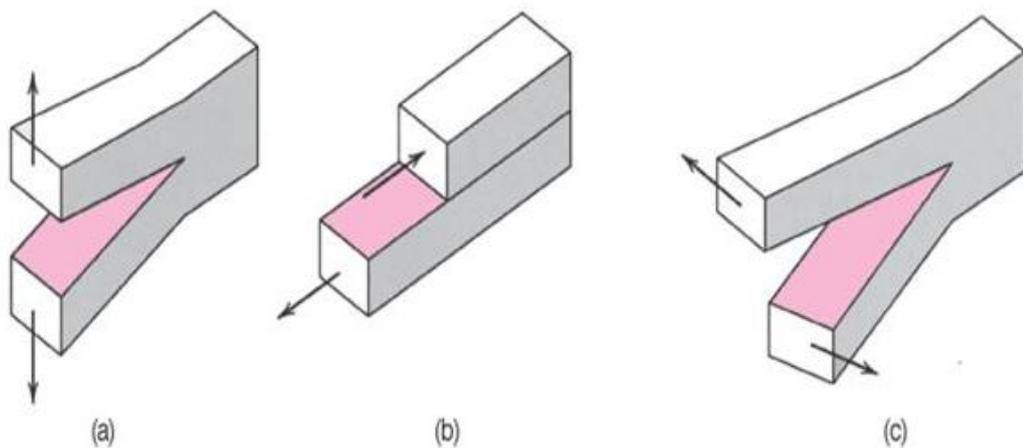


Fig. 42: Modi rottura

La rottura trasversale, al piano, della matrice provoca una delaminazione instabile, mentre quella indotta dalle cricche normali tende ad essere stabile e proporzionale al carico applicato.

L'inizio della delaminazione è associata principalmente al modo (a), mentre al modo (b) si associa la propagazione del fenomeno.

Un altro fenomeno di rottura che si può verificare con questa tipologia di impatto, è il cedimento del materiale al di sotto del punto d'impatto: a causa di un elevato carico localizzato, visivamente si nota la formazione di un'impronta. L'impronta è l'unico elemento che permette di individuare, attraverso un'ispezione visiva, il punto d'impatto. Si parla di danno BVID (Barely Visible Impact Damage) quando la sua visibilità è strettamente legata alla profondità dell'indentazione. Aumentando l'energia d'impatto, si ha una maggiore penetrazione dell'impattatore nel materiale, accrescendo il numero di fibre che raggiungono la rottura. L'area di delaminazione aumenta in modo pressoché lineare con l'energia d'impatto.

I danni sul materiale dipendono sia dalle proprietà fisiche e meccaniche del laminato, che da quelle dell'impattatore. Se l'area d'impatto è piccola, si hanno maggiori sforzi di taglio ed è necessaria una minore energia per penetrare il materiale; se invece l'area d'impatto è maggiore si avranno più fenomeni di delaminazione. L'energia assorbita durante la fase d'impatto dipende in maniera significativa dal lay-up ed in particolare aumenta con la presenza di interfacce ad orientazione diversa che facilitano la delaminazione.

### **4.3 Impatti laterali** [12] [13]

Ad oggi, la maggior parte delle campagne sperimentali sugli impatti svolte, riguardano provini impattati centralmente. Nella presente trattazione si è fatto un passo verso una nuova tipologia di prove ad impatto, ovvero quelle eseguite sul bordo del provino.

Gli impatti laterali si possono distinguere in due differenti tipi (Fig.43):

- Near edge (vicino al bordo), a cui fa riferimento la campagna sperimentale svolta;
- On edge (sul bordo).

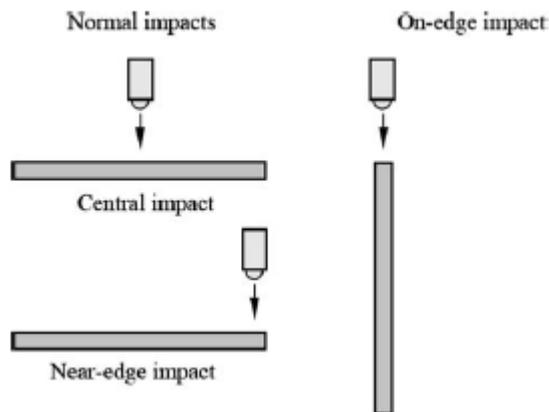


Fig. 43: Tipologie impatto [13]

## 4.4 Attrezzatura per l'impatto

Tre sono le principali attrezzature, che si differenziano in base alla velocità d'impatto.

### 4.4.1 Apparato balistico [9]

Questa tipologia viene utilizzata per le prove ad alta velocità. La struttura è costituita da un impattatore che viaggia con un velocità compresa tra i 400 e i 2000 m/s (Fig.44). Per gli impatti ad alta velocità, la risposta strutturale è meno importante rispetto altri casi e l'area che risulta danneggiata è più localizzata; perciò le considerazioni geometriche sono meno importanti. I test balistici vengono eseguiti sparando un proiettile ad alta velocità verso il provino, successivamente si andrà ad analizzarlo per determinare dove è localizzato il danno.

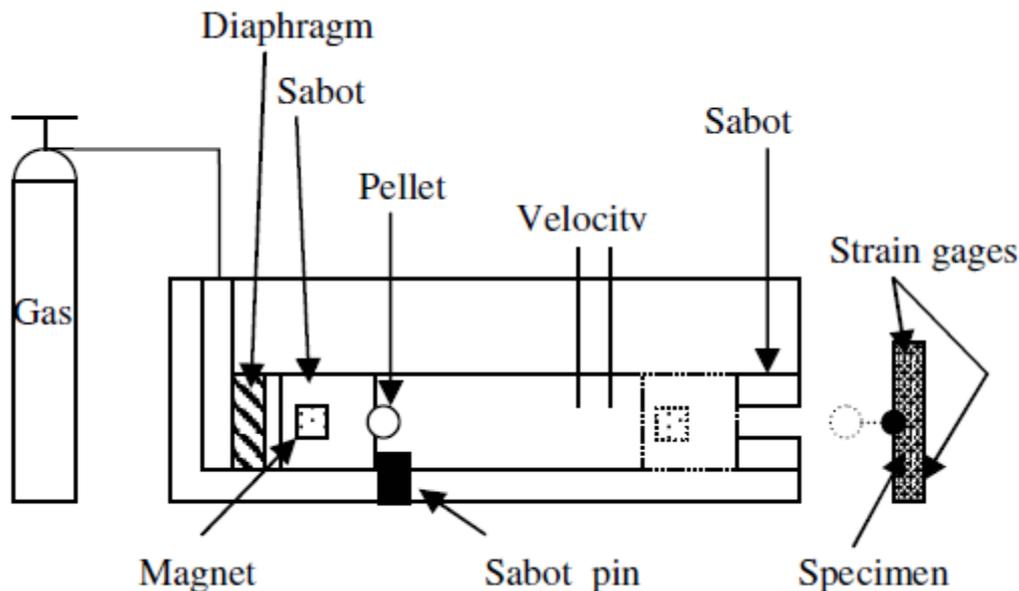


Fig. 44: Apparato per test d'impatto balistici [9]

Il sistema lavora spingendo del gas inerte nella parte posteriore della struttura, che espande e applica una pressione sul sabot. Il pin del sabot viene rilasciato e di conseguenza il sabot viene spinto lungo la canna. Il sabot poi viene bloccato da un opportuno sistema, posto al termine del percorso. La pallina prosegue il suo percorso fino all'impatto con il provino. La pallina ha un'elevata resistenza ed, in genere, è fatta di acciaio duro o zirconia. Per misurare le deformazioni che si generano sul provino si utilizzano degli estensimetri.

La velocità della pallina rimane costante lungo tutto il suo percorso, fino all'impatto. Inoltre, l'energia persa dalla pallina è proporzionale all'energia assorbita dal provino.

#### 4.4.2 Drop tower [9] [15]

La drop tower viene utilizzata per eseguire impatti a bassa velocità ed è quella che comunemente viene impiegata per i test sui materiali compositi.

L'esecuzione dei test con la drop tower sono regolamentati dalla normativa ASTM D7136-D7136M-12 [15]. L'impatto è concentrato, ed è prodotto dalla caduta perpendicolare di un peso, dotato di una punta emisferica, sul provino. Durante il test sono fissate la velocità d'impatto (attraverso la definizione dell'altezza di caduta) e la massa del peso.

La resistenza al danno è quantificata in termini di dimensione e di tipo di danno prodotto sul campione.

La drop tower presenta vari elementi (Fig.45):

- Un supporto di impatto;
- Un comparatore;
- Un dispositivo d'impatto e un impattatore;
- Un meccanismo di guida;
- Un equipaggiamento per l'acquisizione dei dati.

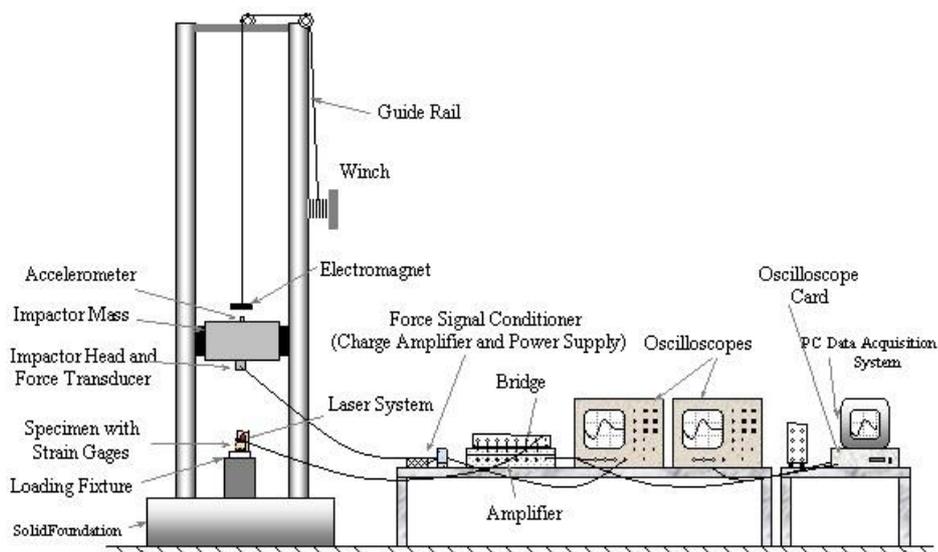


Fig. 45: Esempio di drop tower

Il supporto d'impatto è costituito da una piastra in alluminio o acciaio; su di esso ci sono dei perni di guida che aiutano il posizionamento centrale

del provino. Il supporto presenta quattro ganasce, utili a tenere fisso il campione durante l'impatto (Fig.46).

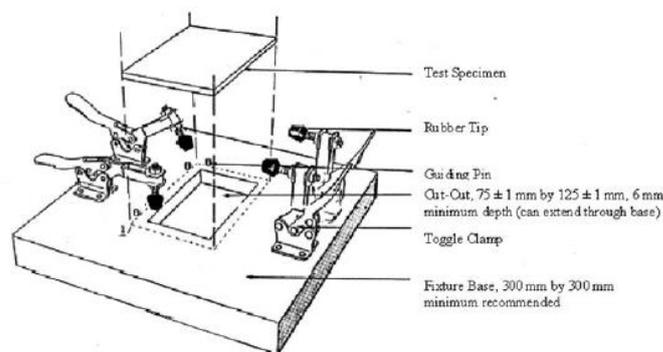


Fig. 46: Supporto di impatto sulla drop tower [15]

Il dispositivo di impatto è costituito da una base rigida, un meccanismo di guida, rappresentato da un telaio in lega di alluminio, un meccanismo di cattura del rimbalzo e un impattatore.

Il rimbalzo viene catturato da un dispositivo di chiusura inerziale, che si attiva al momento dell'impatto e garantisce l'esecuzione di un singolo evento sul provino.

L'impattatore, come definito da normativa ASTM D7136 [15], per queste prove ha una geometria standard con una testa emisferica, una massa di 1.25 kg e una durezza compresa tra 60 e 62 HRC.

#### 4.4.3 Pendolo di Charpy [9]

La drop tower ora descritta ha un costo di realizzazione o acquisto non indifferente ed è inoltre progettata per la realizzazione di impatti centrali normali al provino; l'esecuzione, quindi, di prove differenti comporta la realizzazione di afferraggi appositi da conformare alla struttura della torre.

Nel caso in cui si vogliono eseguire molte prove di diverse tipologie risulta quindi, di non versatile utilizzo.

Un'altra attrezzatura, economica e di facile utilizzo, che può essere impiegata per la realizzazione di impatti a bassa energia è il pendolo di Charpy (Fig.10). Generalmente, questa attrezzatura è utilizzata per le prove di tenacità sui materiali metallici e plastici, per determinare la tenacità a frattura e a flessione, ma può essere facilmente riconvertita per l'esecuzione di impatti. Questo è il principio su cui si basano le campagne sperimentali che impiegano tale attrezzatura.

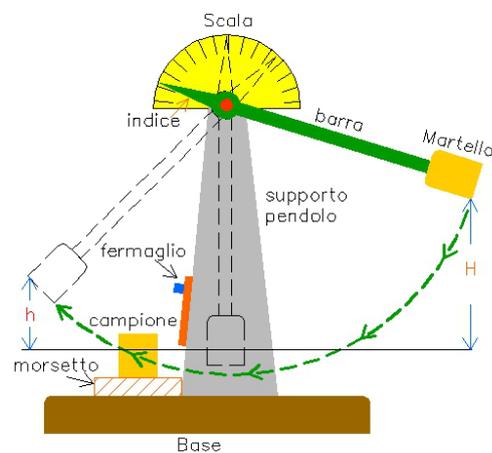


Fig. 47: Pendolo di Charpy

Essa è costituita da una barra con un'estremità incernierata, mentre sull'altra è agganciato un impattatore di massa nota. Per eseguire la prova il braccio del pendolo viene sollevato fino ad un'altezza precedentemente calcolata, così da ottenere l'energia di impatto desiderata, e poi viene lasciato cadere. Una volta che l'impattatore ha colpito il provino, il pendolo rimbalza fino ad una particolare altezza. La differenza tra l'altezza iniziale e quella di rimbalzo è direttamente proporzionale all'energia persa dall'impattatore ed assorbita dal provino.

L'energia totale è determinata da (Eq.1):

$$E_{totale} = mg(h_i - h_f)$$

Eq. 1

Dove  $m$  è la massa dell'impattatore,  $g$  è l'accelerazione gravitazionale,  $h_i$  è l'altezza iniziale e  $h_f$  è l'altezza di rimbalzo.

La rottura che si genera a seguito dell'impatto con il pendolo di Charpy dipende dall'orientazione del provino, rispetto alla direzione dell'impatto.

Per l'esecuzione della campagna sperimentale analizzata in questa tesi, si è utilizzato il pendolo di Charpy, presente nei laboratori hangar della scuola di Ingegneria e Architettura dell'Università di Bologna (Fig.48).

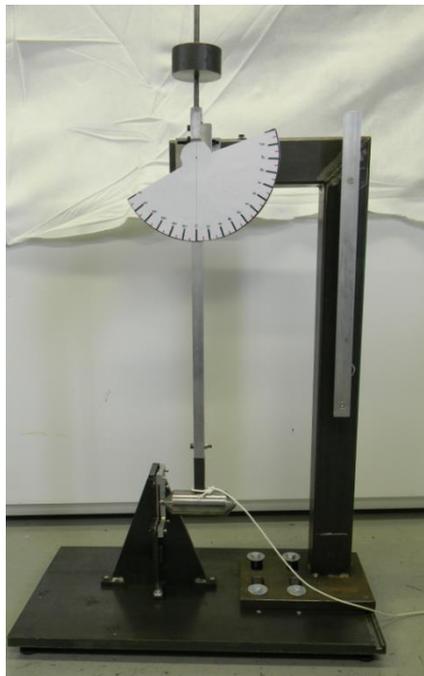


Fig. 48: Pendolo utilizzato per eseguire gli impatti

Come si vede nella figura sovrastante, il pendolo è composto da un braccio a cui è agganciato l'impattatore che andrà a colpire il provino. L'impattatore (Fig.49) a disposizione è una struttura cilindrica piena, sulla

cui faccia di impatto è incastrato un elemento sferico in acciaio dal diametro di 7 mm.

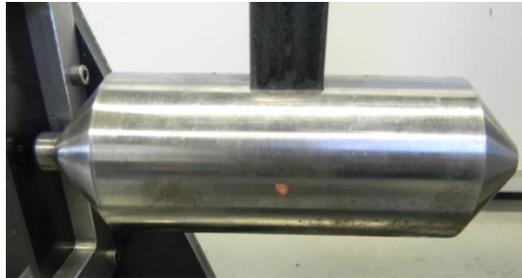


Fig. 49: Impattore

Per controbilanciare il peso dell'impattore, così da far coincidere il baricentro della struttura con il baricentro del cilindro, si è aggiunto un contrappeso. La sua posizione è modificabile, così da poter andare incontro al possibile impiego di impattatori di differente massa (Fig.50-51).



Fig. 50: Contrappeso



Fig. 51: Dimostrazione dell'equilibrio dell'asta

Sulla struttura è stato inserito un goniometro (Fig.52), così da permettere l'individuazione dell'angolo a cui rilasciare il braccio, per poter eseguire l'impatto con una ben precisa energia.

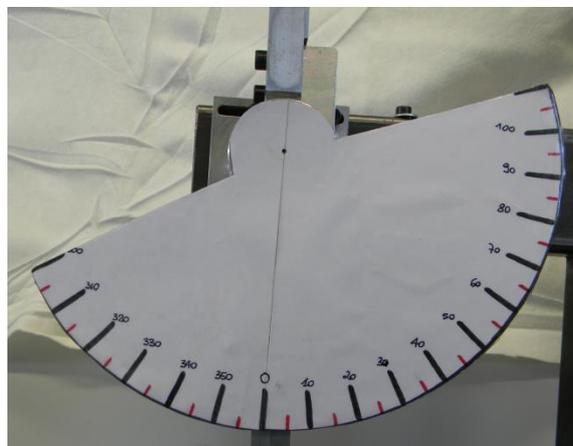


Fig. 52: Goniometro

Il provino viene mantenuto in posizione attraverso l'impiego di un afferraggio già esistente (Fig.53), che è stato opportunamente modificato per andare incontro alle particolari dimensioni del provino (Fig.54).



Fig. 53: Afferraggio

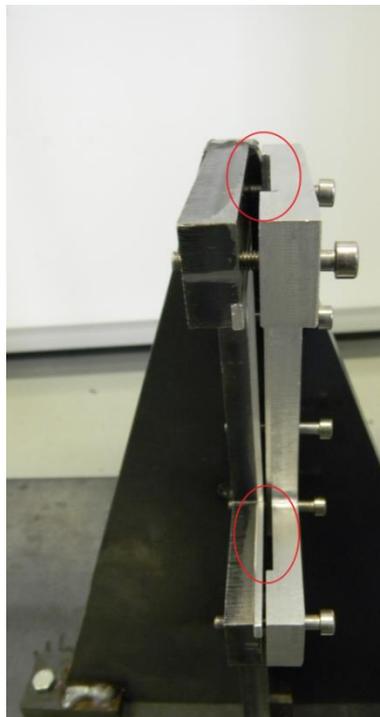


Fig. 54: Particolare della modifica dell'afferraggio



## Capitolo 5

### **Prove a compressione** [6] [16] [17]

Prima degli anni '70, la resistenza a compressione di un materiale composito in fase di progettazione veniva assunta essere uguale a quella di trazione. Successivamente, si è visto che i materiali compositi hanno un comportamento molto diverso tra la condizione di carico a trazione e quella a compressione. La caratterizzazione completa di un composito, pertanto, richiedeva anche la realizzazione di prove a compressione per la valutazione della resistenza massima e dei moduli elastici. È stata, quindi, necessaria la ricerca e lo sviluppo di una specifica attrezzatura, che permettesse l'analisi meccanica a compressione.

L'applicazione di questa metodologia per un materiale composito può risultare piuttosto difficoltosa: come riportato dalla MIL-HDBK-17, infatti, prove eseguite in differenti laboratori, su un identico materiale, possono determinare una variazione del 20% sul valore della resistenza a compressione.

I fattori che influenzano la risposta del provino alla compressione sono differenti: tipo di materiale, metodo di produzione del materiale, percentuale di rinforzo nel materiale, sequenza di laminazione, ambiente in cui viene eseguita la prova e parametri di settaggio del macchinario di prova.

Una preparazione inadatta del provino può portare ad una prematura rottura delle sue estremità durante il carico, inducendo un eccessivo bending<sup>11</sup> o buckling, che potenzialmente può invalidare la prova.

---

<sup>11</sup> Bending (o flessione): è un tipo di deformazione caratterizzata da un cambio della curvatura di un asse o della superficie media di una struttura, che si deforma sotto l'azione di forze esterne o della temperatura.

Per cercare di minimizzare questa incertezza sui risultati delle prove, è parso oltremodo necessario lo sviluppo di attrezzature standardizzate per l'esecuzione delle suddette prove.

## **5.1 Metodi a compressione**

Tre sono le principali categorie di metodi a compressione, classificati in base alla metodologia con cui il carico è trasferito al provino. Queste sono:

- Shear-loaded test method, il provino viene caricato a taglio;
- End-loaded test method, il provino viene caricato alle estremità;
- Sandwich-beam test methods, prove per strutture sandwich.

Per la realizzazione di ciascuno dei metodi sopra elencati, sono state progettate e normate delle specifiche attrezzature.

### **5.1.1 Celanese test method**

L'attrezzatura Celanese è stata sviluppata dalla I.K. Park della Celanese Corporation nel 1971, ed è una delle prime attrezzature che applicano il carico a compressione attraverso tensioni di taglio (Fig.55).

L'utilizzo di questa attrezzatura può portare alcune difficoltà. Si possono sviluppare problemi di concentrazione del carico di taglio, con una non uniformità dello stato tensionale nella zona d'afferraggio. Il metodo richiede l'utilizzo di provini muniti di tab<sup>12</sup> e di dimensioni la cui tolleranza è molto stretta ( $\pm 0.05$  mm). Se i provini non sono accuratamente preparati e i test non eseguiti attentamente, i risultati ottenuti non sono

---

<sup>12</sup> Tab: piastrine metalliche incollate alle estremità dei provini, utilizzate per proteggere le facce del provino, quando si applica il carico di taglio durante le prove a compressione.

corretti. A causa della disposizione delle superfici di prova, si possono, inoltre, creare delle inflessioni sul provino, fino a raggiungere l'instabilità.

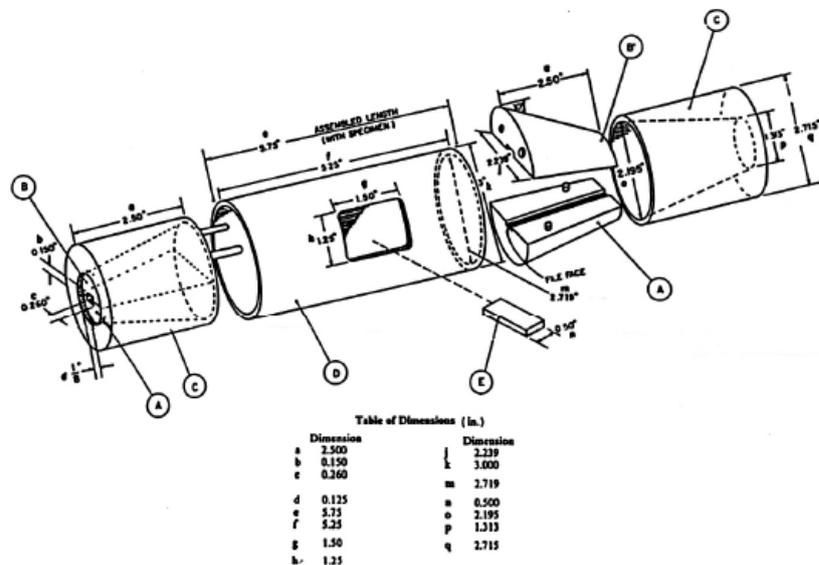


Fig. 55: Attrezzatura Celanese [16]

### 5.1.2 IITRI test method

L'Illinois Institute of Technology Research Institute (IITRI) ha sviluppato una attrezzatura da contrapporre alla Celanese (Fig.56), in grado di eliminare o minimizzare i principali difetti che si erano in essa riscontrati.

L'attrezzatura IITRI è stata standardizzata nel 1987 con l'ASTM D3410 [18]. Nonostante le migliorie apportate nell'esecuzione delle prove, questa attrezzatura presenta alcuni svantaggi, come l'elevato peso e il costo. L'IITRI pesa, infatti, più di 40 kg, mentre la Celanese solo 4 kg, e il costo per la sua realizzazione è raddoppiato rispetto alla precedente configurazione.

Le principali difficoltà nella fabbricazione dell'IITRI, si riscontrano nella realizzazione delle cavità nella parte superiore ed inferiore dei blocchi e la stringente tolleranza a cui sottostare, per le dimensioni del pezzo finito.

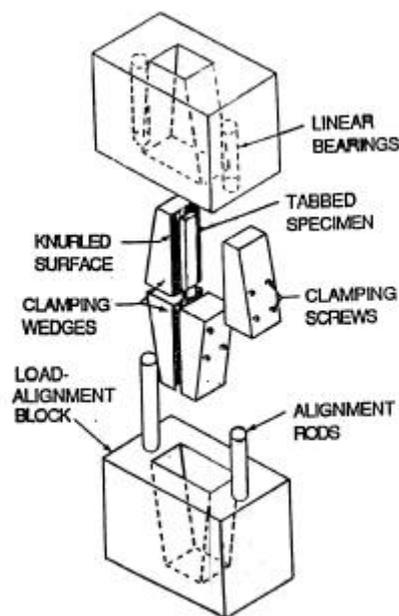


Fig. 56: Attrezzatura IITRI [16]

Come si vede in Fig.56, i cunei di presa sono piatti, il che semplifica, rispetto al passato, l'allineamento dei provini, evitando il problema dell'inflessione.

L'elevato peso dell'attrezzatura rende i test a compressione, eseguiti a temperatura non ambiente, più complessi, andando ad influire sulla velocità della prova, poiché serve più tempo per portare l'attrezzatura allo stato di equilibrio termico.

### 5.1.3 ASTM D695 mod method

Nei primi anni '80, la Boeing Co. e la Hercules Inc. hanno radicalmente modificato la metodologia di prova descritta nell'ASTM D695 [19], che era

stata sviluppata quaranta anni prima per testare il materiale plastico. La principale modifica è stata quella di sostituire il provino senza tab a forma di “osso di cane”, con un provino rettilineo con tab. Rispetto alle due precedenti attrezzature descritte, in questo caso il carico è di punta, mentre prima era di taglio.

L'attrezzatura è costituita da due supporti laterali a forma di I e da quattro bulloni, che bloccano leggermente i supporti alle facce delle piastre parallele (Fig.57). Tutta la struttura assemblata è sottoposta poi ad un carico di estremità, tra le piastre piane e parallele. Il principale svantaggio di questa configurazione è che si devono misurare su provini differenti la resistenza e il modulo a compressione del materiale, questo perché la distanza tra i tabs del provino è di solo 4.74 mm, spazio non sufficientemente per installare un estensimetro.

Si hanno differenti fattori che rendono questa metodologia non adatta per l'analisi a compressione di un materiale composito, come ad esempio l'incapacità di ottenere una curva tensione-deformazione completa fino a rottura.

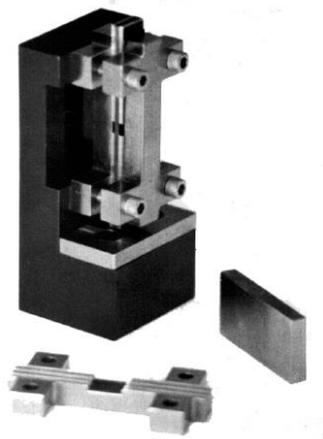


Fig. 57: Attrezzatura della D 695 modificata [16]

### 5.1.4 Sandwich-beam method

La prova a compressione sandwich-beam inizialmente era inclusa, come Metodo C, nella ASTM D3410 [18]. Successivamente, nel 1993 questo metodo di prova è stato descritto in una normativa separata, la ASTM D5467-97 [20] (Fig.58).

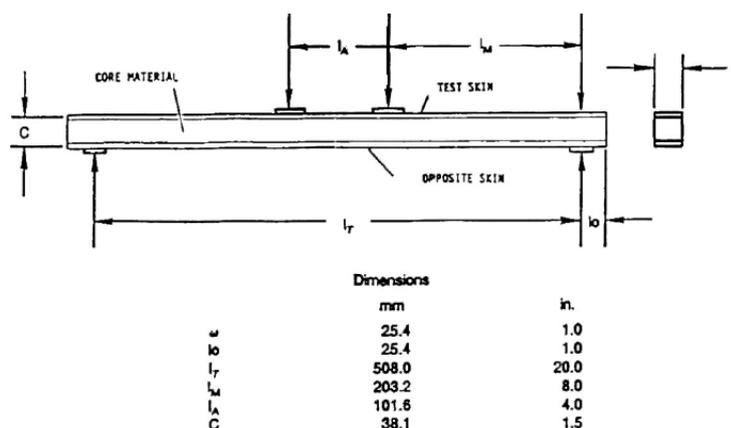


Fig. 58: Configurazione Sandwich-Beam [16]

Il metodo richiede una struttura a nido d'ape sandwich-beam di larghezza 25.4 mm e lunghezza 508 mm. Il provino viene caricato in quattro punti a flessione, ponendo la faccia superiore a compressione. Il sandwich-beam può eseguire un elevato numero di test a fatica, che potrebbero non essere rappresentativi dei laminati strutturali a causa delle restrizioni fornite dal core, che può eliminare i problemi di microbuckling<sup>13</sup>.

La più grande problematica che si affronta è quella che riguarda la preparazione dei provini da utilizzare con tale attrezzatura. I risultati dei test sono significativamente influenzati dalla qualità superficiale dei provini, dall'adesione tra le pelli e il nucleo a nido d'ape e dalla rigidità di quest'ultimo. Spesso si possono verificare dei cedimenti a taglio del riempitivo o uno scollamento delle pelli prima che venga raggiunta la tensione di rottura a compressione, invalidando le prove effettuate.

<sup>13</sup> Microbuckling: instabilità a livello locale. Un corpo caricato a compressione pura si può deformare fuori dal piano. Per ovviare il problema sono necessarie particolari attrezzature che bloccino il provino.

## 5.2 Combined loading compression (CLC) [21] [22] [23]

L'attrezzatura del Combined Loading Compression (CLC) è stata sviluppata dall'università del Wyoming, e la metodologia di prova è stata standardizzata nel 2001 nella ASTM D6641 [22] (Fig.5).

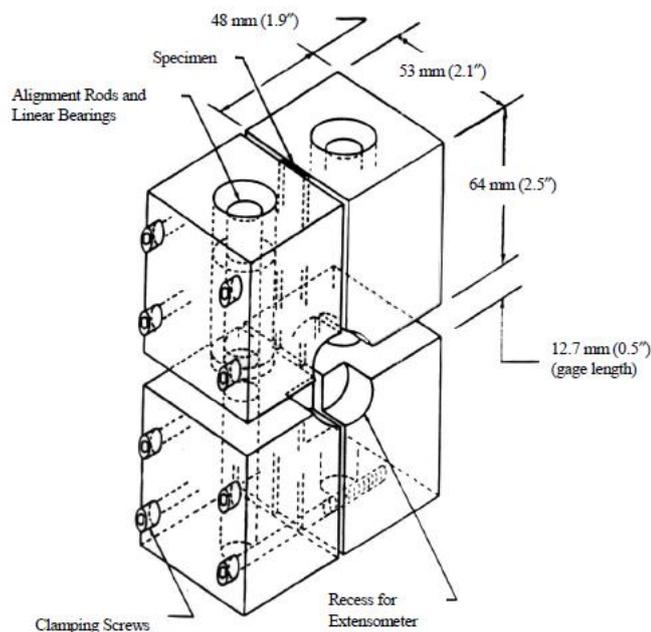


Fig. 59: Disegno del CLC con misure caratteristiche (Adams and Welsh, 1997) [16]

Negli ultimi 10 anni, grazie all'efficienza con cui il carico viene fatto agire sul provino e la facilità d'impiego dell'attrezzatura, questa metodologia è divenuta una delle più utilizzate per l'esecuzione delle prove a compressione per i materiali compositi.

L'attrezzatura CLC è costituita da quattro blocchi in acciaio, collegati insieme a due a due con quattro bulloni ciascuno. La struttura permette l'alloggiamento di provini con dimensioni standard di lunghezza 140 mm e larghezza massima 30 mm, non ci sono limiti per lo spessore, che naturalmente non deve essere eccessivo, limite inferiore dato da problemi di buckling.

Ciascuna estremità del campione viene posizionata a filo con la superficie esterna dei blocchi e viene trattenuta tra le coppie di questi ultimi, serrando le viti. Quando la struttura è completamente assemblata, viene caricata a compressione, sia il provino che l'attrezzatura devono sostenere una porzione della forza totale applicata.

Il principale vantaggio dell'impiego di quest'attrezzatura è la capacità di applicare un carico combinato di punta e di taglio. L'obiettivo è quello di indurre un carico di taglio sufficiente, tale da impedire al carico di punta di schiacciare le estremità del provino.

Regolando la coppia di serraggio, si può controllare il rapporto tra carico di punta e carico di taglio del campione testato, così da raggiungere il carico combinato voluto. La parte di carico di taglio viene generata sul provino grazie all'attrito che si ha all'interfaccia attrezzatura/provino, dove è presente un riporto di carburo di tungsteno (Fig.60). Tale riporto ha una granulometria sufficiente all'applicazione del carico combinato ma non eccessiva, per non andare ad intaccare le superfici del campione e, quindi, l'utilizzo di provini senza tab.

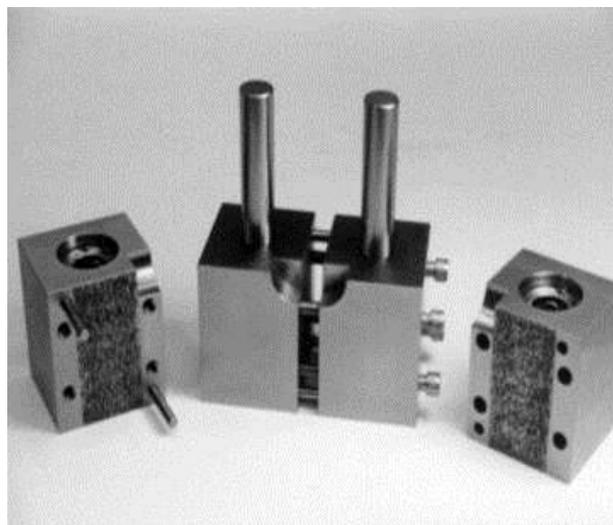


Fig. 60: Attrezzatura CLC parzialmente disassemblata con particolare sulle superfici di presa [23]

Tutto ciò permette di eseguire con successo prove su materiali più resistenti, rispetto a quelli utilizzati per provini caricati solamente di punta, e con una forza di serraggio minore rispetto ai campioni caricati unicamente a taglio.

Bisogna prestare attenzione alla forza che si applica per bloccare il provino alle estremità. Infatti, un valore eccessivo genera una tensione concentrata nella zona di grip, la quale andrà ad influenzare i valori di resistenza del provino stesso, provocando un'alterazione nei risultati delle prove. Invece, se la coppia è troppo bassa, si può verificare lo schiacciamento delle estremità del provino. In genere, per campioni di spessore 2-3 mm, di vari materiali, è sufficiente una coppia di serraggio di 2.5-3.0 Nm.

Il Combined Loading Compression (CLC) (Fig.7) è stato ideato per testare sia provini con tab che senza tab. In genere si utilizza la configurazione senza tab per i test a compressione, realizzati con un materiale avente moderata resistenza, tra questi sono compresi i cross-ply, oggetto di analisi in questa trattazione.

Nel caso in cui si vada ad analizzare un materiale caratterizzato da elevata resistenza a compressione ed elevata ortotropicità, come può essere un composito unidirezionale, è necessario l'utilizzo di provini nella loro configurazione con tab. La normativa a cui fa riferimento il CLC, la ASTM D6641 [22], inizialmente non prevedeva la procedura per l'esecuzione delle prove a compressione su materiali compositi con tab. Nel 2009, tale normativa è stata modificata così da introdurre anche questa tipologia di prova, rendendo possibile l'impiego del metodo CLC per materiali ad alta resistenza.

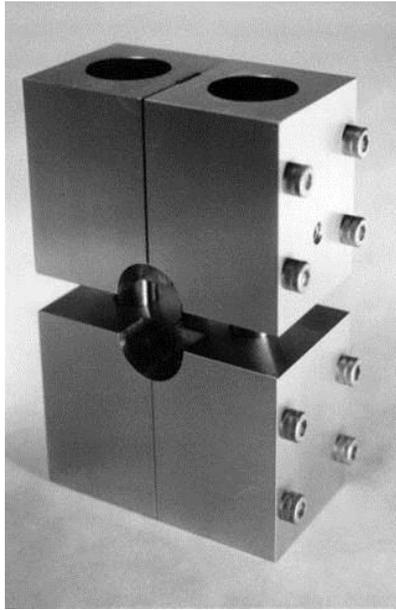


Fig. 61: Attrezzatura Combined Loading Compression (CLC) [23]

## Capitolo 6

# Caratteristiche provini

I provini, oggetto di studio nella presente campagna sperimentale, sono stati realizzati in CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer), seguendo la procedura della laminazione in autoclave, ampiamente descritta nel capitolo 3.

Nella realizzazione dei provini si è reso necessario considerare alcune caratteristiche, che risultano imprescindibili, per poter, successivamente, eseguire i test voluti: il materiale deve essere un laminato piano, simmetrico ed equilibrato. Nei successivi paragrafi, si definiscono le caratteristiche generali che un provino deve soddisfare, per essere utilizzato con un'attrezzatura CLC.

### 6.1 Sequenza di laminazione [26]

L'orientamento delle lamine unidirezionali nella fase di laminazione è un fattore che non va trascurato. La sequenza di laminazione rende uniche le caratteristiche di un laminato, quindi concorre, insieme alla definizione delle fibre e della matrice che lo compongono, alla descrizione di quest'ultimo.

Una ben precisa definizione della sequenza di laminazione viene fatta seguendo la Standard Laminate Code, la quale specifica:

1. L'orientamento di ogni lamina rispetto ad un asse di riferimento
2. Il numero di lamine ad ogni orientazione
3. L'esatta sequenza geometrica delle lamine

L'elenco delle lamine viene fatto partendo da quella inferiore. Per ogni strato si indica l'orientamento, separato da quello successivo con una

barra obliqua “/”, il tutto viene racchiuso tra parentesi quadre [...]. Nel caso in cui due o più lamine adiacenti presentino la stessa orientazione, l'angolo che le rappresenta non viene ripetuto nell'elenco, ma viene espresso una sola volta accompagnato da un pedice numerico, che indica il numero di lamine identiche.

Una distinzione nella rappresentazione della sequenza si riscontra quando si identificano laminati simmetrici e non simmetrici. Se il laminato è simmetrico rispetto al suo piano medio, viene riportata solo metà sequenza, aggiungendo un pedice “s” alla parentesi. Mentre per il laminato non simmetrico si deve riportare tutta la sequenza.

Nel caso di laminato con un numero di lamine dispari si identifica la lamina centrale con un tratto che viene posto sopra alla relativa orientazione.

Quest'ultimo caso, è quello a cui si fa riferimento per identificare la sequenza di laminazione seguita nella produzione del laminato, da cui si sono ricavati i provini necessari alla campagna sperimentale. Nella tabella seguente (Tab.5) viene riportata la sequenza seguita.

Numero lamina	Orientamento	Notazione
1	90°	$[90/0_2/90/\overline{90}]_s$
2	0°	
3	0°	
4	90°	
5	90°	

Tab. 5: Sequenza di laminazione

## 6.2 Controllo ad ultrasuoni [27] [28]

Il laminato ottenuto, come precedentemente descritto, è un elemento rettangolare. Prima di passare al taglio della lastra di materiale

composito, si è andati a verificare l'integrità della stessa, eseguendo un controllo non distruttivo, mediante la tecnica degli ultrasuoni (phased array).

L'analisi dei compositi, mediante le tecniche di controllo non distruttivo, risulta più complessa, rispetto al controllo dei materiali metallici. Nei compositi il processo di danneggiamento non coinvolge semplicemente la crescita di una cricca, bensì vari fenomeni quali creep<sup>14</sup>, debonding, delaminazione, degrado della matrice, ecc.

La tecnica di controllo non distruttivo, che si basa sull'impiego degli ultrasuoni, attualmente sta riscuotendo un largo impiego in ambito industriale. Questa tecnica è caratterizzata da notevole semplicità e versatilità: può infatti, essere applicata ad un'ampia gamma di materiali, permettendo di individuare la posizione del difetto nello spessore analizzato.

Il principio della tecnica ultrasonora si basa sull'analisi dei fenomeni di diffusione e riflessione che gli ultrasuoni subiscono quando attraversano un corpo di dimensioni finite. Il sistema utilizza onde sonore ad alta frequenza, ovvero superiore alla soglia dell'udibile: tra 0.5 e 25 MHz. L'impulso ultrasonoro emesso viene in parte riflesso, da eventuali discontinuità presenti nella struttura, e in parte rifratto. L'impulso viene poi rilevato e convertito in un segnale elettrico, tale da essere rappresentato sullo schermo di un oscilloscopio.

Si possono avere due differenti tipi di sistema:

- *Sistema a ricezione*: si ha un unico trasduttore che svolge sia la funzione di emissione di onde sonore, che di ricezione dell'energia acustica riflessa.

---

<sup>14</sup> Creep: scorrimento viscoso. Deformazione permanente di un materiale sottoposto, ad alta temperatura, a sforzo costante.

- *Sistema a trasmissione*: la ricezione dell'energia acustica viene effettuata da un trasduttore diverso da quello di trasmissione.

Un'ulteriore distinzione della tecnologia in esame, riguarda la tecnica impiegata:

- *Tecnica per contatto*: i trasduttori sono accoppiati direttamente al pezzo in esame mediante un gel, detto *coupland* (Fig.62). Quest'ultimo è indispensabile per eliminare la presenza dell'aria, che non conduce le onde ultrasonore.

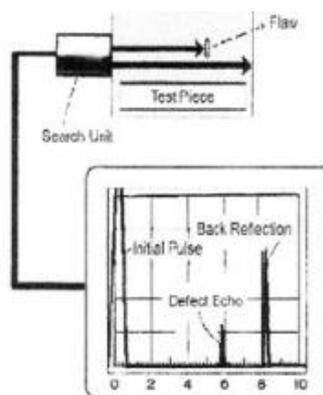


Fig. 62: Tecnica per contatto [28]

- *Tecnica per immersione*: si realizza l'accoppiamento acustico tramite l'acqua, nella quale viene immerso il particolare da controllare (Fig.63).

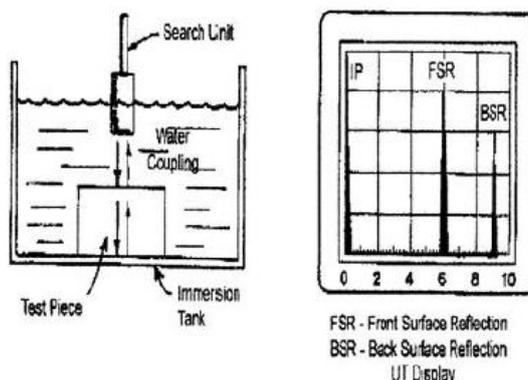


Fig. 63: Tecnica per immersione [28]

La scelta di una o l'altra tecnica è fatta basandosi su considerazioni inerenti alla forma geometrica del pezzo che si deve studiare, al tipo e all'orientamento dei difetti da rilevare.

Gli spazi percorsi dagli impulsi ultrasonori sono proporzionali ai tempi di transito, per cui sullo schermo dell'oscilloscopio vengono visualizzati in ordine: l'impulso di immissione, gli eventuali echi di difetti ed infine l'eco di fondo (Fig.64).

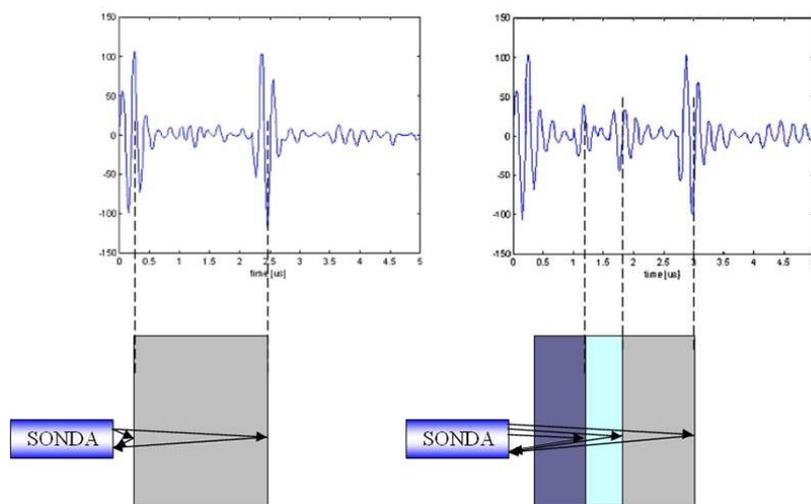


Fig. 64: Esempio di rilevazione dell'eco di fondo con gli ultrasuoni

Questa tecnica presenta alcune limitazioni:

- Difficoltà di controllo di pezzi con geometria complessa;
- Difficoltà nel controllare i materiali ad alta attenuazione acustica (es. ghisa, materiali ferrosi con struttura grossolana);
- Sensibilità d'esame condizionata dalla stato superficiale del pezzo;
- Richiesta di esperienza nell'operatore per poter interpretare i segnali.

I difetti possono essere di molteplice natura e dovuti a:

- Contaminazioni, causate dalla presenza di particelle esterne;

- Delaminazione, separazione di strati dovuta a scarsa compattazione;
- Non uniforme distribuzione di resina, già presente nel prepreg o dovuta ad un flusso non uniforme nel processo di polimerizzazione;
- Disallineamento delle fibre;
- Insoddisfacente grado di polimerizzazione, a seguito di un improprio ciclo di cura;
- Vuoti, dovuti ad aria rimasta intrappolata all'interno del laminato e/o a gas sviluppatosi durante il ciclo di cura;
- Eventuali difetti di lay-up.

Utilizzando un macchinario per il controllo ad ultrasuoni, con sistema a ricezione e con la tecnica a contatto (Fig.65), si è verificata l'integrità del laminato, da cui successivamente sono stati ricavati i provini impiegati nella campagna sperimentale. Dall'analisi non sono stati rilevati difetti interni alla struttura che potrebbero influenzare le successive fasi e i risultati finali dei test.



Fig. 65: Macchinario per il controllo ad ultrasuoni

### 6.3 Campioni

I provini sono stati ottenuti dal laminato rettangolare 490x420 mm, di materiale composito a matrice epossidica e fibra di carbonio. Non avendo una normativa a cui fare riferimento, per la campagna sperimentale che si è intrapresa, le dimensioni dei campioni sono state scelte facendo riferimento all'attrezzatura con cui si dovranno eseguire le prove a compressione, il CLC (Combined Loading Compression). Le dimensioni di ciascun provino, infatti, sono 30x140 mm. Per la lunghezza si è fatto riferimento alla normativa ASTM D6641/D6641M-14 [22], che descrive le dimensioni del provino senza tab, che viene utilizzato per le prove di caratterizzazione del materiale, mentre, per la larghezza, si è scelto di adottare la dimensione massima ammissibile dall'attrezzatura CLC in questa direzione, evitando, che la cricca generatasi dopo l'urto, possa propagarsi fino all'altro bordo.

Sullo spessore non si ha alcun particolare limite, dovuto all'attrezzatura. L'unico vincolo è la necessità che lo spessore sia uniforme e sufficiente da ridurre la possibilità di incorrere in fenomeni di buckling.

I provini sono stati ricavati utilizzando una sega a nastro, seguendo lo schema di taglio riportato nella successiva figura (Fig.66).

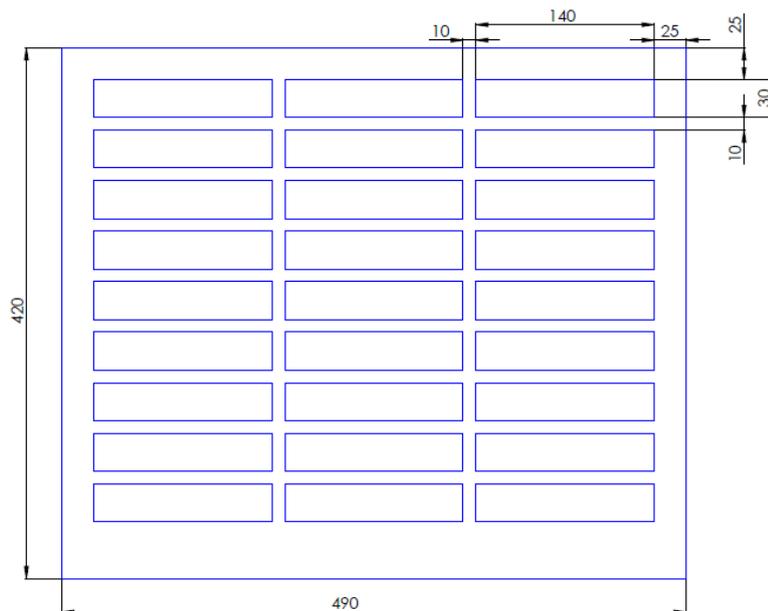


Fig. 66: Schema di taglio

Una volta ottenuti i provini (Fig.67), prima di iniziare la campagna di impatti, si è fatto un controllo accurato delle loro dimensioni.

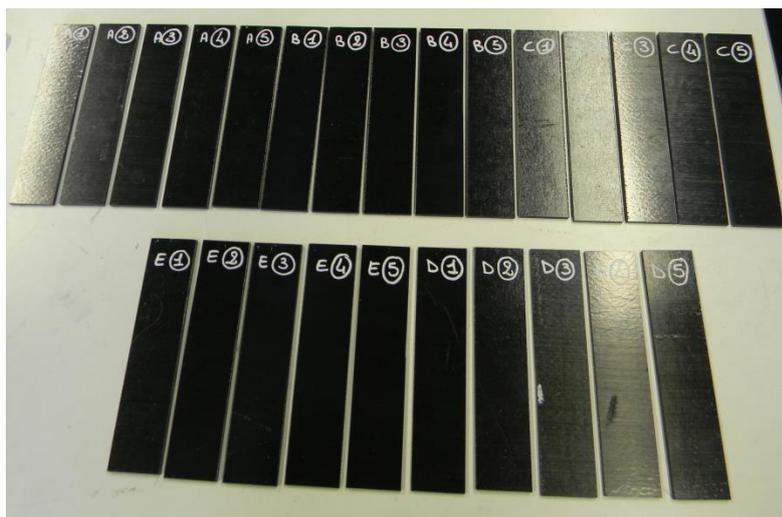


Fig. 67: Provini

La larghezza e lo spessore del campione sono state valutate prendendo cinque sezioni differenti, mentre la lunghezza si è presa in un unico punto. Nelle tabelle seguenti (Tab.6-7-8-9-10) sono riportate le caratteristiche

medie dei cinque gruppi, in cui sono stati suddivisi i provini. La suddivisione dei provini è stata fatta per mera comodità: ogni gruppo di provini è soggetto ad una differente prova, ad eccezione del gruppo A, che comprende cinque provini non impattati, la cui prova al CLC, genera il riferimento della campagna sperimentale.

Le caratteristiche dimensionali di ogni campione sono riportate nell'appendice A.

Gruppo A	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	29.80	2.86	139.09	18.1
St. Uncertainty	0.03	0.03		

Tab. 6: Gruppo A

Gruppo B	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	29.87	2.77	139.58	17.7
St. Uncertainty	0.05	0.02		

Tab. 7: Gruppo B

Gruppo C	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	29.80	2.87	139.68	18.0
St. Uncertainty	0.05	0.03		

Tab. 8: Gruppo C

Gruppo D	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	29.71	2.53	139.02	15.9
St. Uncertainty	0.10	0.03		

Tab. 9: Gruppo D

Gruppo E	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	29.76	2.80	139.33	17.5
St. Uncertainty	0.07	0.03		

Tab. 10: Gruppo E

L'incertezza standard riportata nelle tabelle, viene calcolata utilizzando la seguente espressione (Eq.2):

$$St. Uncertainty = \frac{1}{n} \sqrt{\sum_{i=1}^n (s_{n-1})}$$

Eq. 2

dove  $s_{n-1}$  rappresenta la deviazione standard<sup>15</sup> e  $n$  il numero di campioni.

---

<sup>15</sup> Deviazione standard (o scarto quadratico medio): è un indice di dispersione statistico. Esprime la dispersione dei dati intorno ad un indice di posizione.

## Capitolo 7

# Analisi sperimentale

La campagna sperimentale oggetto di questo elaborato è caratterizzata da due fasi principali. Prima sono stati svolti gli impatti sui provini precedentemente descritti e, successivamente, sono state effettuate le prove a compressione sugli stessi.

### 7.1 Realizzazione impatti

Prima di dare il via alla campagna di impatti, è stato necessario predisporre l'attrezzatura, messa a disposizione dalla Scuola di Ingegneria e Architettura di Forlì, per l'esecuzione delle prove volute.

Si è iniziato con il posizionamento dell'afferraggio, sfruttando i fori già presenti sulla piastra d'appoggio, e si è bloccata la struttura serrando le viti (Fig.68). Come già accennato nel capitolo 4, la struttura di tenuta del provino sull'afferraggio è stata opportunamente modificata, per permettere l'alloggiamento di campioni di dimensioni 30x140 mm.

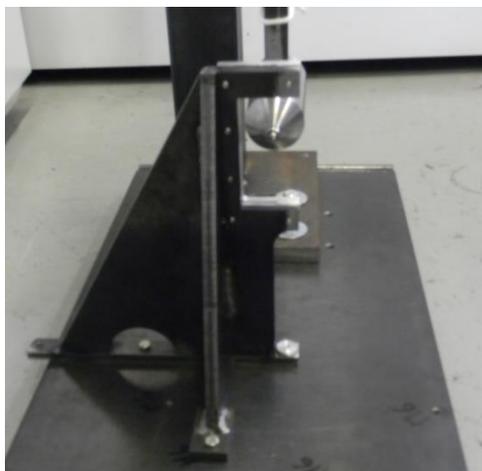


Fig. 68: Afferraggio posizionato sulla piastra d'appoggio

È stata, poi, la volta del posizionamento del pendolo, quest'ultimo ha dei piedini posteriori installati sotto la struttura, che vengono fatti scorrere nelle guide presenti sulla piastra d'appoggio, fino al raggiungimento della posizione corretta, che garantisca la perpendicolarità tra l'impattatore e il provino installato sull'afferraggio.

Due sono le posizioni identificate, una per l'esecuzione degli impatti centrali ed un'altra per la realizzazione di prove in cui la punta dell'impattatore colpisca il campione a 3 mm dal bordo. Le posizioni corrette vengono mantenute fissando il pendolo al basamento con quattro viti M10 (indicazione ISO del diametro nominale in mm) (Fig.69).



Fig. 69: Bloccaggio del pendolo al basamento

La fase successiva è stata quella di verificare che l'intera struttura fosse in piano, utilizzando una livella a bolla (Fig.70-71). L'inclinazione del supporto può essere corretta attraverso quattro piedini posti sotto il basamento.



Fig. 70: Verifica della planarità con la livella in direzione longitudinale

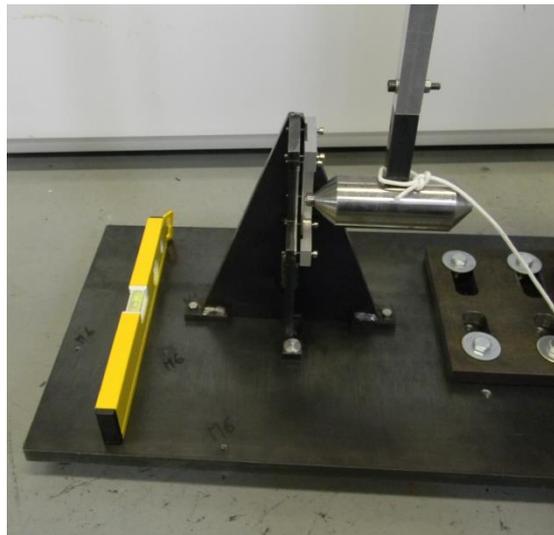


Fig. 71: Verifica della planarità con la livella in direzione trasversale

Impostata la struttura, si passa al montaggio del provino sull'afferraggio: il serraggio avviene grazie ad una struttura a "C" in alluminio (Fig.72), bloccato con 6 viti; in questa fase si deve evitare di eccedere con la coppia di serraggio per non provocare la formazione di tensioni interne aggiuntive.

Si passa poi alla realizzazione degli impatti. Ognuno di essi avviene rilasciando il braccio manualmente, con l'ausilio di una corda, per evitare l'involontario direzionamento dell'asta del pendolo. Prima di ogni test, si è verificata che la posizione del braccio fosse normale al suolo, con

l'ausilio della livella a bolla (Fig.73), così da assicurare la correttezza delle prove.

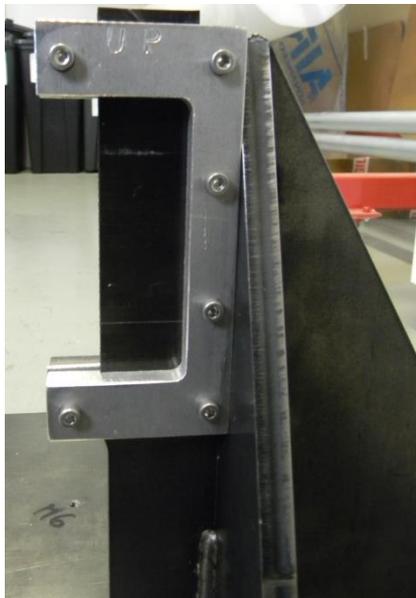


Fig. 72: Bloccaggio del provino all'afferraggio



Fig. 73: Verifica sulla barra con la livella

L'impatto viene eseguito alzando il braccio dell'impattatore fino ad un certo angolo, che corrisponde alla desiderata energia d'impatto (Fig.74). Poi il braccio viene rilasciato, con conseguente impatto tra campione ed impattatore; quest'ultimo, dopo il contatto, rimbalza e, manualmente, viene bloccato per evitare un ulteriore impatto sul provino.

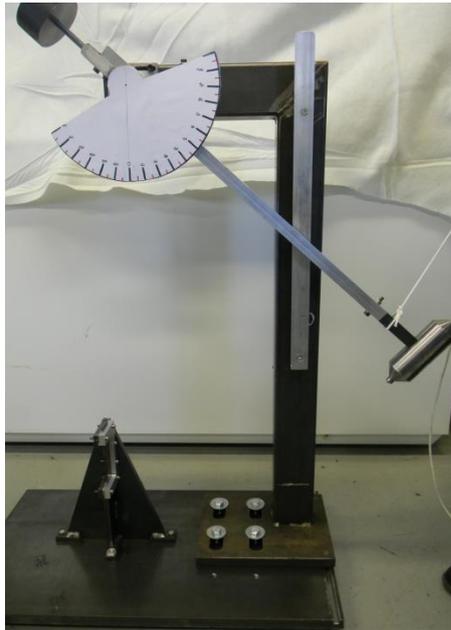


Fig. 74: Caricamento del braccio con la corda

Per acquisire le informazioni relative al rimbalzo, da cui si possono ricavare le energie residue, si è utilizzata una telecamera, con cui sono state riprese tutte le prove. Inoltre, grazie alla presenza di un goniometro sul fulcro del braccio (Fig.75), si può quantificare il rimbalzo e da questo, ricavare, l'energia assorbita dal campione e quella residua dell'impattatore.

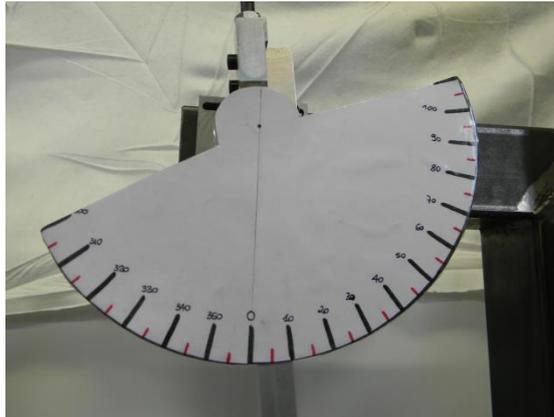


Fig. 75: Goniometro

Per calcolare le altezze a cui rilasciare il braccio con la mazza, si è fatto riferimento alla formula di conservazione dell'energia Eq.3:

$$E_P = E_C$$

Eq. 3

dove  $E_C$  è l'energia cinetica e  $E_P$  è quella potenziale.

Per calcolare l'energia potenziale desiderata, è stata considerata la massa del solo impattatore, pari a 1817.4 grammi. Infatti, il braccio del pendolo è bilanciato dalla presenza del contrappeso (Fig.76), quindi non influenza la determinazione dell'energia d'impatto.

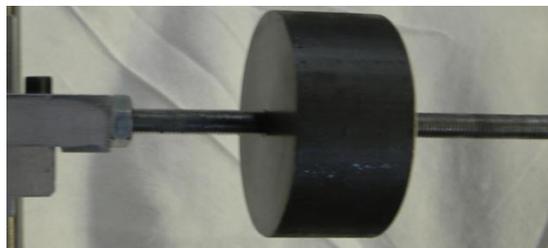


Fig. 76: Contrappeso

L'altezza di rilascio dell'impattatore può quindi essere calcolata con (Eq.4):

$$h = \frac{E}{mg}$$

Eq. 4

dove  $h$  è l'altezza di rilascio,  $E$  è l'energia in Joule,  $m$  la massa dell'impattatore e  $g$  accelerazione di gravità ( $9.81 \text{ m/s}^2$ ).

<b>Energia (Joule)</b>	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
<b>Altezza iniziale (cm)</b>	16.8	22.4	28	33.6	39.2	44.9	50.5	56.1	61.7	67.3

Tab. 11: Altezze iniziali corrispondenti alle energie d'impatto

Le altezze (Tab.11) indicano di quanto bisogna alzare la mazza al di sopra del punto d'impatto, che è posto a 20.5 cm di altezza dal suolo.

La scelta delle energie d'impatto è stata fatta a seguito di alcune prove, in cui sono state testate differenti energie, così da individuare quelle che permettono di ottenere impatti BVID (Barely Visible Impact Damage). La scelta è ricaduta sulle energie 3 J e 5 J.

Il corretto posizionamento del braccio del pendolo, per ottenere le energie desiderate, si verifica controllando l'angolazione del braccio. Nella seguente tabella (Tab.12) sono riportate le angolazioni relative alle energie selezionate:

<b>Energia impatto</b>	<b>Angolo corrispondente</b>
3 J	45°
5 J	55°

Tab. 12: Angolazione iniziale del braccio corrispondente all'energia d'impatto

Come si è precedentemente accennato, si è fatta una suddivisione dei provini in sei gruppi:

- **Gruppo A** – 5 provini non impattati
- **Gruppo B** – 5 provini con impatto near edge a 3 J
- **Gruppo C** – 5 provini con impatto near edge a 5 J
- **Gruppo D** – 5 provini con impatto centrale a 3 J
- **Gruppo E** – 5 provini con impatto centrale a 5 J

Il gruppo A è necessario per creare un riferimento per le successive prove con il CLC. I gruppi B e C comprendono i campioni impattati lateralmente, il cui comportamento è di primaria importanza nella presente tesi. I gruppi D ed E sono stati definiti, per poter confrontare l'influenza della posizione dell'impatto sulla resistenza a compressione del campione.

Di seguito viene riportata una foto per ciascun gruppo di prova, dove si nota l'indentatura che si genera sul provino a causa della punta dell'impattatore (Fig.77-78). Per una visione completa degli effetti che si possono notare, mediante ispezione visiva, su tutti i campioni impattati, si rimanda all'Appendice B.

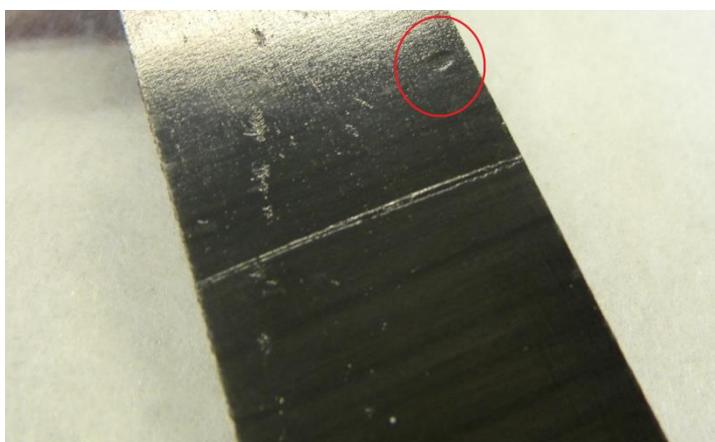


Fig. 77: Effetto di un impatto near edge a 3J

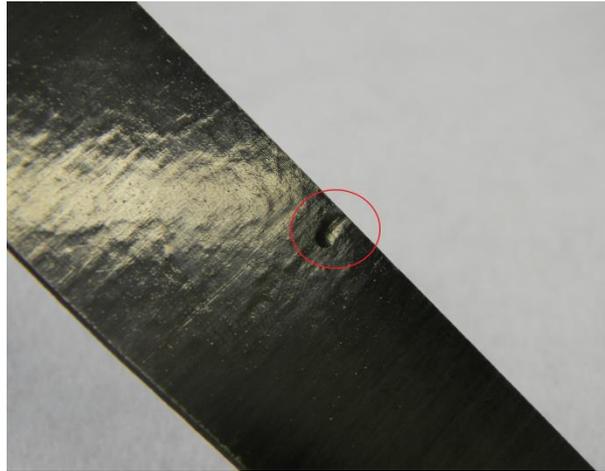


Fig. 78: Effetto di un impatto near edge a 5J

Osservando i provini impattati near edge con energia 5J, si è notato che l'indentatura generata non risulta perfettamente definita, ma presenta una "strisciata" verso l'esterno del provino. La causa di tale situazione è, probabilmente, da ricondurre al limitato spessore dei provini, che inflettendosi leggermente nel momento dell'impatto, tendono a spostare lateralmente la punta dell'impattatore. Tale fenomeno non si è riscontrato nel caso degli impatto centrali, come si osserva nelle immagini seguenti (Fig.79).



Fig. 79: Effetto di un impatto centrale

## 7.2 Realizzazione prove a compressione

L'esecuzione delle prove a compressione, oggetto della presente tesi, è stata svolta presso i laboratori ENEA di Faenza –Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza (UTTMATF).

Il macchinario utilizzato è una macchina universale di prova elettroidraulica MTS (Fig.80), con capacità di carico assiale fino a 67 kN e con una cella di carico con fondo scala fino a 100 kN.



Fig. 80: Macchinario MTS

La macchina presenta un sensore LVDT che permette di acquisire la corsa del pistone, caratterizzata da un range di  $\pm 100$  mm. Le prove sono state svolte a temperatura e umidità ambiente costante.

L'attrezzatura utilizzata per l'esecuzione delle prove è il CLC (Combined Loading Compression), già precedentemente descritto. Per la realizzazione delle prove è necessario seguire una precisa sequenza di azioni, che standardizzano l'esecuzione. Di seguito vengono esposti i passaggi fondamentali:

- Il provino viene installato nella metà inferiore dell'attrezzatura. Durante questa fase, si deve prestare attenzione che l'estremità del campione sia a battuta con la superficie del blocco inferiore e a contatto col piano di riscontro su cui poggia l'attrezzatura (Fig.81).

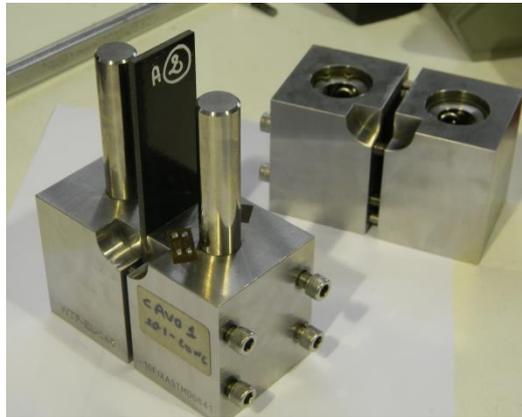


Fig. 81: Montaggio del provino nel blocco inferiore

- Il campione, dopo essere opportunamente centrato all'interno del blocco inferiore, viene bloccato stringendo le viti con una brugola, seguendo un percorso diagonale (Fig.82).



Fig. 82: Bloccaggio delle viti con la brugola

- Si dispone la parte superiore dell'attrezzatura sul piano di riscontro e si conclude il montaggio. Anche in questo blocco vengono serrate le viti, sempre con un percorso diagonale.
- Il serraggio delle viti viene completato tramite una chiave dinamometrica, che permette di ottenere la coppia di serraggio desiderata pari a 3.9 Nm (Fig.83).

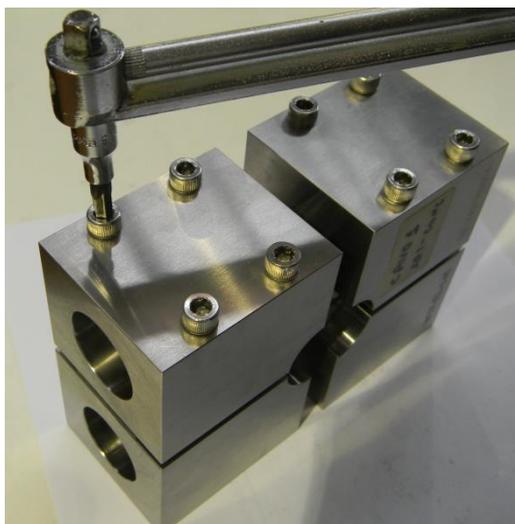


Fig. 83: Serraggio delle viti con chiave dinamometrica

- La correttezza della posizione del campione nel CLC è fondamentale per effettuare una corretta campagna di test. Quindi, si esegue un ulteriore controllo sulle estremità del provino, controllando le stesse in relazione alle superfici esterne dell'attrezzatura.
- Si posiziona il CLC, così montato, al centro del piattello inferiore della macchina (Fig.84).

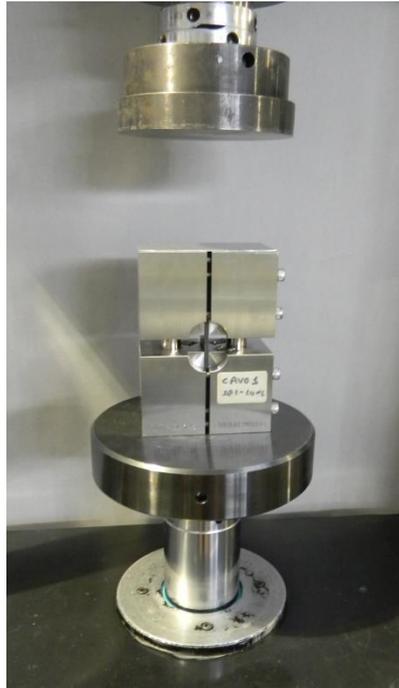


Fig. 84: Telaio CLC montato sul macchinario

- A questo punto, si può dare inizio alla prova, che viene condotta in ‘controllo di spostamento’ (Fig.85). Il provino viene caricato con una velocità di 1.3 mm/min (come da normativa [22]). La conclusione della prova si registra in corrispondenza della rottura del campione (Fig.86).

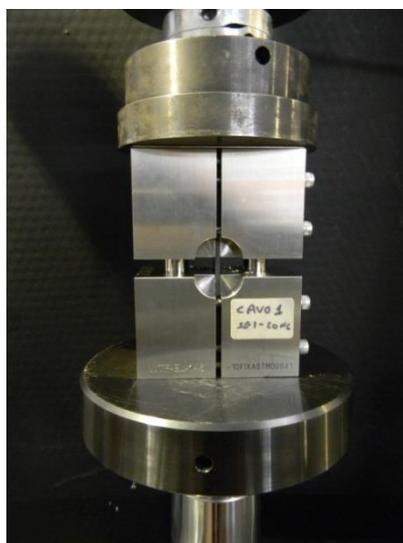


Fig. 85: Inizio della prova a compressione

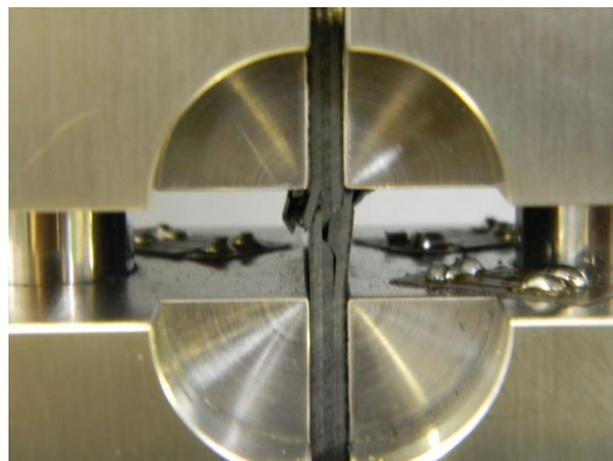


Fig. 86: Esempio di rottura di un campione dopo la prova a compressione montato sul CLC

- Il campione viene rimosso dall'attrezzatura e analizzato per determinare la modalità di rottura (come da normativa [16]) (Fig.87).



Fig. 87: Esempio di rottura di un campione smontato dall'attrezzatura

Nell'Appendice C sono riportate le foto relative alle rotture avvenute in ogni singolo provino, a seguito dell'esecuzione della prova a compressione.

## Capitolo 8

# Elaborazione dati

### 8.1 Campagna di impatti

Ogni singolo impatto è stato analizzato visionando (a velocità rallentata 0.125x) il filmato realizzato con una fotocamera durante la prova.

Nei filmati è stato verificato l'angolo effettivo di rilascio del braccio del pendolo, oltre all'entità del rimbalzo, necessaria per la successiva valutazione dell'energia assorbita dal provino.

Nella tabella sottostante (Tab.13) sono riportati gli angoli ricavati per ciascuna prova.

Provino	Energia (J)	Tipo impatto	Angolo iniziale (gradi)	Angolo rimbalzo (gradi)
B1	3	Laterale	45°	23°
B2	3	Laterale	43°	22°
B3	3	Laterale	43°	27°
B4	3	Laterale	45°	27°
B5	3	Laterale	44°	28°
C1	5	Laterale	54°	23°
C2	5	Laterale	55°	27°
C3	5	Laterale	55°	25°
C4	5	Laterale	54°	24°
C5	5	Laterale	53°	22°
D1	3	Centrale	45°	26°
D2	3	Centrale	45°	25°
D3	3	Centrale	46°	25°
D4	3	Centrale	44°	25°
D5	3	Centrale	44°	24°

E1	5	Centrale	56°	29°
E2	5	Centrale	57°	30°
E3	5	Centrale	55°	28°
E4	5	Centrale	53°	27°
E5	5	Centrale	55°	29°

Tab. 13: Angolo iniziale e di rimbalzo di ciascun campione

Si nota come, nonostante l'assetto del parametro di prova sia stato effettuato manualmente, non si hanno discrepanze notevoli rispetto all'angolo di prova teorico. Dai dati relativi ai rimbalzi, si osserva una certa ripetibilità nei valori ottenuti.

Facendo riferimento ai reali angoli delle prove è possibile determinare l'energia iniziale effettiva (Eq.5):

$$E_{effettiva} = mg(l - l \cos \alpha)$$

Eq. 5

dove  $m$  è la massa dell'impattatore [kg],  $g$  è l'accelerazione di gravità ( $9.81 \text{ m/s}^2$ ),  $l$  è la lunghezza del braccio [m],  $\alpha$  è l'angolo iniziale [rad].

I valori ricavati con l'equazione 5 sono riportati nella seguente tabella (Tab.14).

Provino	Energia teorica (J)	Energia effettiva (J)
B1	3	3.342
B2	3	3.065
B3	3	3.065
B4	3	3.342
B5	3	3.202
C1	5	4.704
C2	5	4.866
C3	5	4.866
C4	5	4.704
C5	5	4.543

D1	3	3.342
D2	3	3.342
D3	3	3.484
D4	3	3.202
D5	3	3.202
E1	5	5.029
E2	5	5.196
E3	5	4.866
E4	5	4.543
E5	5	4.866

Tab. 14: Energia teorica ed effettiva

È possibile determinare l'energia residua dell'impattatore utilizzando l'equazione 1, dove l'angolo  $\alpha$  viene sostituito con l'angolo di rimbalzo.

Di conseguenza l'energia assorbita dal campione durante l'impatto è ricavabile attraverso l'Eq.6:

$$E_{assorbita} = E_{effettiva} - E_{residua}$$

Eq. 6

dove  $E_{assorbita}$  è l'energia assorbita dal provino,  $E_{effettiva}$  è l'energia iniziale considerando l'angolo effettivo di rilascio del pendolo e  $E_{residua}$  è l'energia residua del braccio.

Nella seguente tabella (Tab.15) sono indicate le tre energie per ciascun provino.

Provino	Energia effettiva (J)	Energia residua (J)	Energia assorbita (J)
B1	3.342	0.907	2.435
B2	3.065	0.831	2.234
B3	3.065	1.244	1.821
B4	3.342	1.244	2.098
B5	3.202	1.336	1.866

C1	4.704	0.907	3.797
C2	4.866	1.244	3.622
C3	4.866	1.069	3.797
C4	4.704	0.986	3.724
C5	4.543	0.831	3.712
D1	3.342	1.155	2.187
D2	3.342	1.069	2.273
D3	3.484	1.069	2.415
D4	3.202	1.069	2.133
D5	3.202	0.986	2.216
E1	5.029	1.431	3.598
E2	5.196	1.529	3.667
E3	4.866	1.336	3.530
E4	4.543	1.244	3.299
E5	4.866	1.431	3.435

Tab. 15: Confronto delle tre energie

## 8.2 Campagna di compressione

Le prove a compressione, eseguite sui provini, hanno permesso di individuare il carico a rottura di ciascun campione.

Durante i test a compressione la strumentazione di acquisizione dati, di cui è dotata la pressa MTS utilizzata, fornisce informazioni relative allo spostamento del pistone e alla forza applicata sul provino. Grazie a quest'ultima è possibile calcolare le resistenze a compressione del provino (Eq.7):

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

Eq. 7

dove  $\sigma$  è la tensione interna al provino [MPa],  $F$  è la forza applicata dal macchinario [N] e  $A$  è la sezione nominale del provino [mm<sup>2</sup>].

In tabella (Tab.16) sono presenti i valori della sezione resistente dei campioni, ottenuti dal prodotto tra lo spessore medio e la larghezza media. Per le misure puntuali e complete di ciascun provino si rimanda all'Appendice A.

<b>Provino</b>	<b>Spessore medio [mm]</b>	<b>Larghezza media [mm]</b>	<b>Sezione nominale [mm<sup>2</sup>]</b>
A1	2.76	29.72	82.03
A2	2.96	29.71	87.94
A3	2.92	29.90	87.31
A4	2.87	29.92	85.87
A5	2.80	30.00	84.00
B1	2.33	29.94	69.76
B2	2.74	29.88	81.87
B3	2.82	29.97	84.52
B4	2.99	29.81	89.13
B5	2.96	29.77	88.12
C1	2.83	29.72	84.11
C2	2.84	29.91	84.94
C3	2.83	29.81	84.36
C4	2.91	29.82	86.78
C5	2.93	29.74	87.14
D1	2.32	29.60	68.67
D2	2.77	29.30	81.16
D3	2.43	29.81	72.44
D4	2.76	29.59	81.67
D5	2.39	29.71	71.01
E1	2.76	29.50	81.42
E2	2.84	29.85	84.80
E3	2.80	29.85	83.58
E4	2.82	29.87	84.23
E5	2.76	29.75	82.11

Tab. 16: Sezione nominale dei provini

Sostituendo, nell'equazione 7, la sezione resistente e il carico di rottura di ogni singolo campione, si può ricavare la resistenza a compressione del materiale testato.

I valori delle resistenze massime a compressione sono riportate nelle successive tabelle (Tab.17-18-19-20-21).

Provino	Sezione nominale [mm <sup>2</sup> ]	Forza massima applicata [N]	$\sigma_{max}$ [MPa]
A1	82.03	-34172	-416.6
A2	87.94	-32845	-373.5
A3	87.31	-34216	-391.9
A4	85.87	-32593	-379.6
A5	84.00	-31091	-370.1
<b><math>\sigma_{media}</math> [MPa]</b>			<b>-386.34</b>
<b>St. deviation della <math>\sigma</math></b>			<b>18.85</b>

Tab. 17: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo A

Provino	Sezione nominale [mm <sup>2</sup> ]	Forza massima applicata [N]	$\sigma_{max}$ [MPa]
B1	69.76	-23913	-342.8
B2	81.87	-20118	-245.7
B3	84.52	-29537	-349.5
B4	89.13	-38055	-427.0
B5	88.12	-30601	-347.3
<b><math>\sigma_{media}</math> [MPa]</b>			<b>-342.46</b>
<b>St. deviation della <math>\sigma</math></b>			<b>64.39</b>

Tab. 18: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo B

Provino	Sezione nominale [mm <sup>2</sup> ]	Forza massima applicata [N]	$\sigma_{max}$ [MPa]
C1	84.11	-20473	-243.4
C2	84.94	-20684	-243.5
C3	84.36	-29630	-351.2
C4	86.78	-26366	-303.8
C5	87.14	-16114	-184.9
<b><math>\sigma_{media}</math> [MPa]</b>			-265.36
<b>St. deviation della <math>\sigma</math></b>			63.80

Tab. 19: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo C

Provino	Sezione nominale [mm <sup>2</sup> ]	Forza massima applicata [N]	$\sigma_{max}$ [MPa]
D1	68.67	-21924	-319.3
D2	81.16	-30936	-381.2
D3	72.44	-22220	-306.8
D4	81.67	-30050	-368.0
D5	71.01	-25746	-362.6
<b><math>\sigma_{media}</math> [MPa]</b>			-347.58
<b>St. deviation della <math>\sigma</math></b>			32.54

Tab. 20: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo D

Provino	Sezione nominale [mm <sup>2</sup> ]	Forza massima applicata [N]	$\sigma_{max}$ [MPa]
E1	81.42	-26725	-328.2
E2	84.80	-24547	-289.6
E3	83.58	-31050	-371.0
E4	84.23	-35774	-424.7
E5	82.11	-19922	-242.6
<b><math>\sigma_{media}</math> [MPa]</b>			-331.22
<b>St. deviation della <math>\sigma</math></b>			70.56

Tab. 21: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo E

Analizzando le tabelle 17-18-19-20-21, sopra esposte, si possono confrontare i comportamenti dei provini appartenenti a ciascun gruppo ed eseguire un confronto tra i differenti gruppi.

Vagliando i risultati ottenuti sui provini del gruppo A, non si rilevano sostanziali differenze dall'andamento medio del materiale.

Il campione B2 presenta una resistenza a compressione inferiore alla media del gruppo; si è investigata la motivazione di tale comportamento andando a visualizzare le immagini relative al provino impattato. Dalla foto, si può notare che l'indentatura ha una configurazione tale da non permettere la precisa definizione della geometria dell'impattatore (Fig.88).



Fig. 88: Indentatura del provino B2

Inoltre, dalla tabella relativa alle energie (Tab.15), si osserva come l'energia residua dell'impattatore sia minore nel campione B2 rispetto agli altri della stessa famiglia. Questa affermazione è da ricondurre al leggero "strisciamento" visibile sulla superficie impattata, cosa che spiegherebbe una maggiore energia assorbita dal provino a causa di un tempo di contatto superiore.

Esaminando il gruppo C, è emersa una resistenza a compressione nel campione C5 inferiore rispetto agli altri elementi della stessa famiglia. Spiegazione di tale comportamento può essere attribuita alla flessione, registrata durante la fase d'impatto, che ha portato l'impattatore verso

l'esterno (Fig.89), realizzando una conformazione allungata dell'indentazione dell'impatto. Tale flessione è altamente imputabile al ridotto spessore del campione stesso.

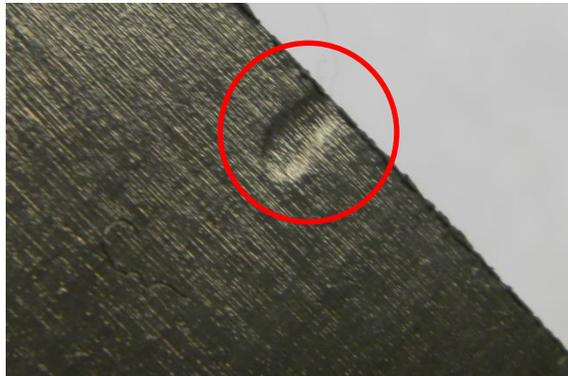


Fig. 89: Effetto della flessione sull'impatto del provino C5

Nel gruppo D non si sono riscontrate discrepanze rilevanti rispetto la media delle resistenze a compressione massime del raggruppamento.

Valutando il gruppo E si sono individuate due situazioni particolari nei provini E2 ed E5. Il provino E2 registra una resistenza a compressione inferiore, probabilmente dovuta alla presenza di chicche, nei dintorni dell'indentatura, formatesi durante la fase di impatto (Fig.90).



Fig. 90: Cricche intorno l'indentatura del provino E2

Sul provino E5, invece, era stata notato un danneggiamento sulla superficie opposta dell’impatto (Fig.91). Quindi, era attesa una resistenza a compressione minore, che si è palesata con un valore nettamente inferiore rispetto alla tendenza media del gruppo E.



Fig. 91: Danneggiamento nella regione opposta alla faccia impattata provino E5

Nella seguente tabella (Tab.22) si può osservare un confronto tra i vari gruppi di provini, sottolineando il discostamento percentuale (% DEV) dei campioni sottoposti ad impatto rispetto al gruppo A di riferimento, senza impatto ( $\sigma_{max}=-386.34$  MPa).

<b>Gruppo</b>	<b><math>\sigma_{media}</math> [MPa]</b>	<b>% DEV</b>
B	-342.46	11.36%
C	-265.36	31.31%
D	-347.58	10.03%
E	-331.22	14.27%

Tab. 22: Discostamento % rispetto al gruppo A

Dallo studio percentuale si può notare come i provini impattati dimostrano una resistenza a compressione inferiore rispetto a quella del materiale integro.

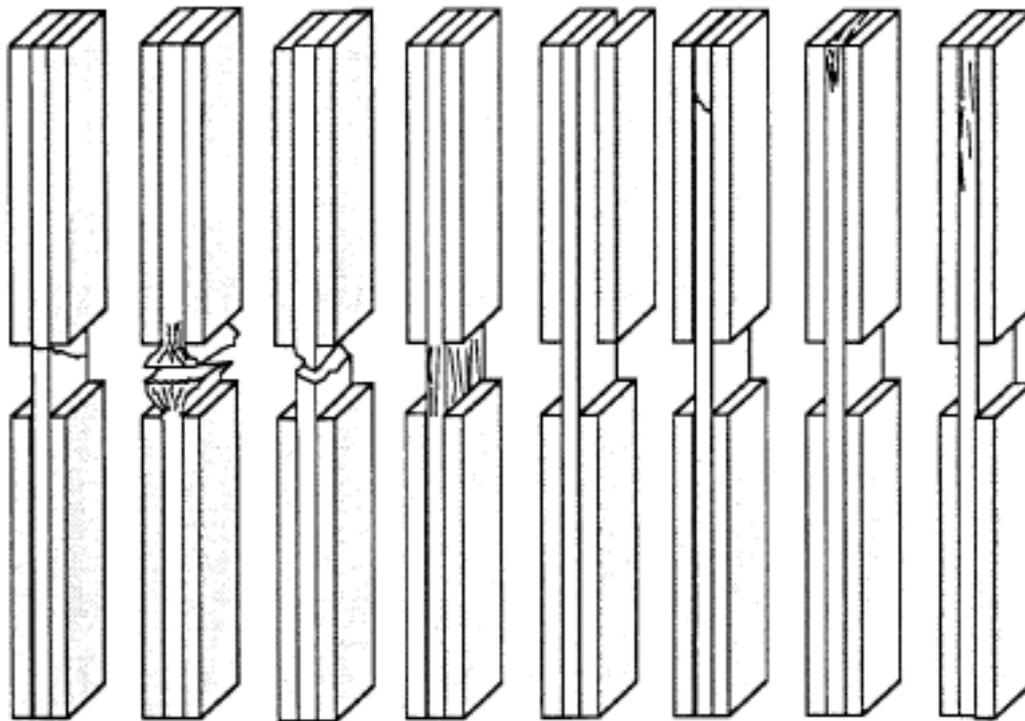
In particolar modo, si può osservare come i campioni con impatto laterale a 5 J hanno una resistenza sensibilmente inferiore. Inoltre, si evince dalla tabella 10 che, la casistica dell'impatto laterale, punto focale della tesi, influenza maggiormente la resistenza a compressione rispetto all'impatto centrale. Questa situazione può essere dovuta alla quantità di materiale nell'intorno della zona di impatto che va a collaborare con la risposta del materiale stesso.

I risultati ottenuti mostrano, pertanto, l'importanza di eseguire una campagna sperimentale di questo genere.

Confrontando i risultati e tenendo conto delle energie di impatto, si vede come i 5 J generino un danno effettivamente debilitante sul provino, mentre, i 3 J, alterano il comportamento del materiale a compressione in maniera pressoché equivalente, indipendentemente dalla posizione del danno sul campione.

In Appendice D sono riportati i grafici relativi al legame che sussiste tra le resistenze a compressione e la corsa del pistone durante la prova.

Il cedimento di ciascun provino è stato poi esaminato e catalogato (Tab.23), seguendo la normativa ASTM D6641/D6641M-14 [22] (Fig.92).



TAT BGM HAT SGV DTT HIT CIT DIT  
 Acceptable Failure Modes and Areas Unacceptable Failure Modes and Areas

First Character	
Failure Mode	Code
Angled	A
Brooming	B
end-Crushing	C
Delamination	D
Euler buckling	E
through-thickness	H
Kink bands	K
Lateral	L
Multi-mode	M(xyz)
long-Splitting	S
Transverse shear	T
explosive	X
Other	O

Second Character	
Failure Area	Code
Inside grip/tab	I
At grip/tab	A
Gage	G
Multiple Areas	M
Tab adhesive	T
Various	V
Unknown	U

Third Character	
Failure Location	Code
Bottom	B
Top	T
Left	L
Right	R
Middle	M
Various	V
Unknown	U

Fig. 92: Esempi di cedimento del provino in seguito di prove al CLC [22]

Provino	Tipo di danno
A1	HAT
A2	HAT
A3	KAT
A4	MAT
A5	BGT
B1	HGM
B2	HGM
B3	MGV
B4	BGT
B5	HGT
C1	MGV
C2	HGM
C3	HGM
C4	DGV
C5	HGB
D1	MGM
D2	HGT
D3	BGT
D4	BGT
D5	HGT
E1	BGM
E2	HGB
E3	BGT
E4	BGB
E5	BGM

Tab. 23: Tipi di danno del provino

Per le foto delle rotture a compressione dei campioni si rimanda all'Appendice C.



# Conclusioni

Nella presente tesi è stato esaminato, in modo attento ed approfondito, il comportamento di un materiale composito soggetto ad impatto sul bordo a bassa energia.

La prima fase della campagna sperimentale ha richiesto la realizzazione di campioni cross-ply in CFRP, i quali sono stati poi sottoposti ad impatto.

La fase di esecuzione di quest'ultima è risultata di notevole importanza; infatti, sono state necessarie diverse prove prima di riuscire a determinare le energie di impatto che permettessero di ottenere dei danni "barely visible" sul provino. Sono state, quindi, selezionate le energie pari a 3 J e 5 J. In entrambi i casi l'indentatura che si è generata sulla superficie del campione dopo l'impatto non è di facile individuazione, senza la conoscenza pregressa della sua posizione. Tale situazione riproduce ciò che si può verificare realmente sulle strutture di un aeromobile.

Il fulcro dell'elaborato consiste nella caratterizzazione a compressione del laminato cross-ply, successivamente all'impatto. Prima di realizzare sperimentalmente le prove a compressione, sono stati studiati i vantaggi e gli svantaggi delle differenti tipologie di prova. Il Combined Loading Compression (CLC) test method è stato selezionato come il più adatto per la sperimentazione che si voleva affrontare.

Presso i laboratori ENEA di Faenza –Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza (UTTMATF), sono stati svolti i test a compressione sui provini. Una volta analizzati i risultati di resistenza a compressione ottenuti, si è notato come le resistenze nei provini impattati risultano essere inferiori rispetto a quelli senza impatto, come era stato ipotizzato.

Confrontando i campioni impattati a 3 J, con differente posizione di impatto (near-edge e centrale) non si sono evidenziate particolari

discrepanze nei valori di resistenza a compressione: in entrambi i casi si è registrata una diminuzione che si aggira intorno al 10%. Quindi il danno generato dall'energia minore, non va ad influenzare il materiale in maniera significativa. Situazione differente si è rilevata confrontando i campioni impattati a 5 J, infatti si è riscontrato un netto calo nel caso di impatto laterale (~30%), a fronte del 14% registrato dal gruppo di provini impattati centralmente.

In alcuni campioni si sono registrate delle situazioni particolari, che poco si accordavano con l'andamento generale dei restanti elementi del gruppo. La spiegazione di tale comportamento è stata individuata analizzando le foto e i video registrati durante le prove effettuate. È stato riscontrato, come nei casi in esame, durante la fase di impatto, la mazza del pendolo di Charpy abbia slittato verso l'esterno del provino, non rendendo l'indentatura definita. In un altro caso, inoltre, si è notato come un provino presentasse un danneggiamento posizionato sulla superficie opposta all'impatto. Questi elementi hanno poi influenzato la resistenza dei campioni che è risultata essere nettamente inferiore rispetto agli altri provini.

L'influenza di un danno "barely visible" sulle strutture aeronautiche, come dimostrato, non può essere, quindi, nelle fasi di progettazione e manutenzione. Infatti, un materiale composito che risulta integro da un'ispezione visiva, può in realtà aver subito un danneggiamento che ha provocato una delaminazione all'interno del materiale stesso, intaccando l'integrità e la sicurezza della struttura.

Una continuazione dell'esposta campagna sperimentale, sarà quella di produrre nuovi provini con lo stesso materiale e stessa sequenza di laminazione, a cui verranno applicati degli estensimetri, permettendo, in questo modo, la registrazione delle deformazioni del materiale.

Ulteriori sviluppi futuri riguarderanno:

- L'identificazione del valore di energia di impatto che, generando danni "barely visible", fa registrare una significativa riduzione della resistenza a compressione;
- L'influenza dell'invecchiamento su provini, con uguale composizione e sequenza di laminazione, con la medesima campagna sperimentale.



## Appendice A

### Dimensioni dei provini

In questa appendice, si riportano le misurazioni effettuate su tutti i provini utilizzati nella campagna sperimentale.

Le dimensioni di lunghezza e larghezza sono state ottenute mediante l'impiego di un calibro a corsoio (Fig.A1-A2), mentre quelle di spessore sono state ricavate utilizzando un micrometro (Fig.A3).

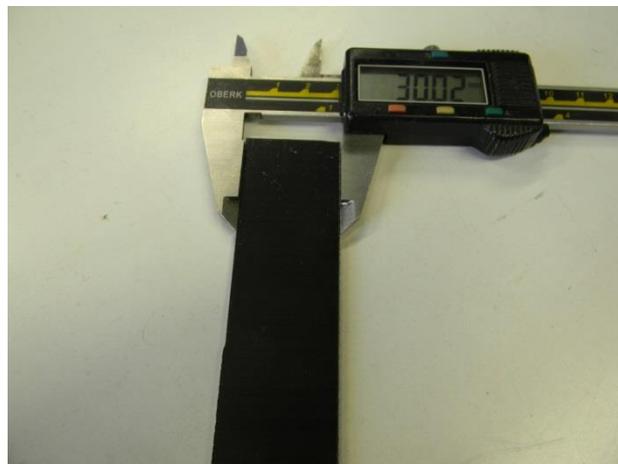


Fig. A1: Misurazione larghezza con calibro a corsoio

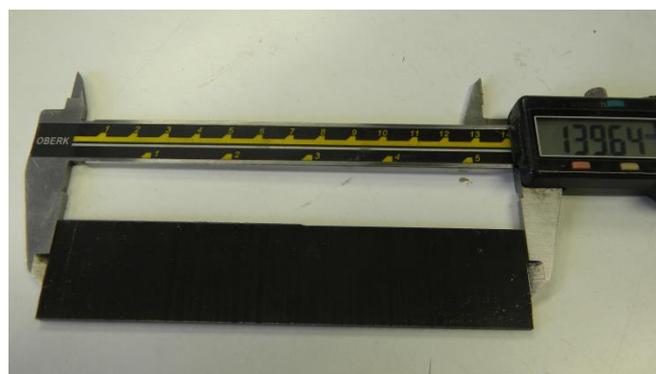


Fig. A2: Misurazione lunghezza con calibro a corsoio



Fig. A3: Misurazione con micrometro

Nella figura sottostante (Fig.A4) sono indicati i cinque punti dove sono state effettuate le misure di larghezza e spessore, e il punto relativo alla misura della lunghezza.

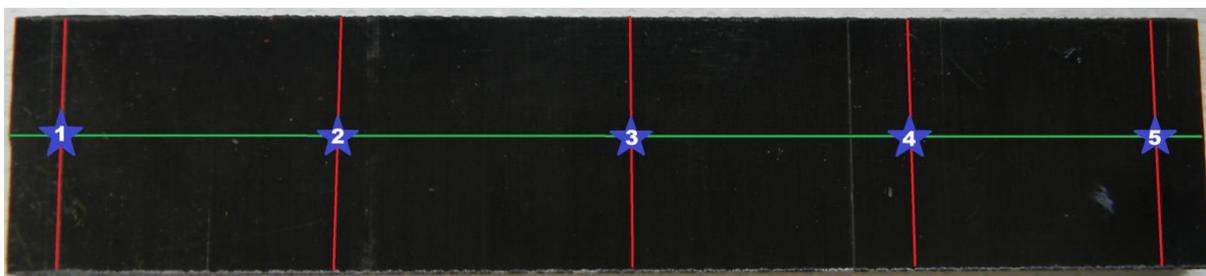


Fig. A4: Schema misurazioni

Nelle seguenti tabelle sono riportate le dimensioni e la massa di tutti i provini (Tab. A1-A2-A3-A4-A5).

Material A	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen A1	1	29.78	2.58	138.11	18.2
	2	29.69	2.50		
	3	29.69	2.80		
	4	29.69	2.99		
	5	29.71	2.94		
	<b>Mean value</b>	29.71	2.76		
	<b>St. Deviation</b>	0.04	0.22		

<b>Specimen A2</b>	1	29.63	2.95	
	2	29.60	2.97	
	3	29.50	2.97	
	4	29.72	2.96	
	5	29.67	2.97	
	<b>Mean value</b>	29.62	2.96	139.7 18.3
	<b>St. Deviation</b>	0.08	0.01	
<b>Specimen A3</b>	1	29.75	2.92	
	2	29.80	2.92	
	3	29.74	2.94	
	4	29.87	2.91	
	5	29.92	2.90	
	<b>Mean value</b>	29.82	2.92	139.69 18.3
	<b>St. Deviation</b>	0.08	0.01	
<b>Specimen A4</b>	1	29.99	2.57	
	2	29.93	2.91	
	3	29.83	2.99	
	4	29.78	2.94	
	5	29.75	2.96	
	<b>Mean value</b>	29.86	2.87	139.66 18.0
	<b>St. Deviation</b>	0.10	0.17	
<b>Specimen A5</b>	1	30.03	2.63	
	2	30.03	2.53	
	3	30.00	2.89	
	4	30.00	3.00	
	5	29.99	2.95	
	<b>Mean value</b>	30.01	2.80	138.29 17.5
	<b>St. Deviation</b>	0.02	0.21	

Tab. A1: Dimensioni dei campioni del Gruppo A

Material B	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen B1	1	29.88	2.46		
	2	29.90	2.43		
	3	29.98	2.25		
	4	29.98	2.30		
	5	29.97	2.22		
	<b>Mean value</b>	29.94	2.33		
<b>St. Deviation</b>	0.05	0.11			
Specimen B2	1	29.97	2.50		
	2	29.91	2.74		
	3	29.87	2.87		
	4	29.85	2.80		
	5	29.78	2.80		
	<b>Mean value</b>	29.88	2.74		
<b>St. Deviation</b>	0.07	0.14			
Specimen B3	1	29.93	2.93		
	2	29.95	2.91		
	3	29.97	2.95		
	4	29.98	2.78		
	5	30.01	2.51		
	<b>Mean value</b>	29.97	2.82		
<b>St. Deviation</b>	0.03	0.18			
Specimen B4	1	29.72	2.99		
	2	29.73	3.00		
	3	29.69	3.00		
	4	29.95	3.00		
	5	29.97	2.97		
	<b>Mean value</b>	29.81	2.99		
<b>St. Deviation</b>	0.14	0.01			
Specimen B5	1	29.98	2.95		
	2	29.97	2.96		
	3	29.70	2.96		
	4	29.60	2.97		
	5	29.60	2.95		
	<b>Mean value</b>	29.77	2.96		
<b>St. Deviation</b>	0.19	0.01			

Tab. A2: Dimensioni dei campioni del Gruppo B

Material C	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen C1	1	29.58	2.65		
	2	29.67	2.57		
	3	29.68	2.94		
	4	29.75	3.00		
	5	29.90	2.98		
	<b>Mean value</b>	29.72	2.83	139.68	17.4
	<b>St. Deviation</b>	0.12	0.20		
Specimen C2	1	29.99	2.55		
	2	29.98	2.76		
	3	29.89	2.95		
	4	29.84	2.97		
	5	29.87	2.97		
	<b>Mean value</b>	29.91	2.84	139.67	18.1
	<b>St. Deviation</b>	0.07	0.18		
Specimen C3	1	29.68	2.93		
	2	29.75	2.93		
	3	29.80	2.97		
	4	29.89	2.81		
	5	29.95	2.50		
	<b>Mean value</b>	29.81	2.83	139.67	17.9
	<b>St. Deviation</b>	0.11	0.19		
Specimen C4	1	29.80	2.91		
	2	29.74	2.93		
	3	29.72	2.92		
	4	29.92	2.91		
	5	29.90	2.90		
	<b>Mean value</b>	29.82	2.91	139.7	18.4
	<b>St. Deviation</b>	0.09	0.01		
Specimen C5	1	29.68	2.93		
	2	29.69	2.95		
	3	29.62	2.93		
	4	29.84	2.93		
	5	29.88	2.91		
	<b>Mean value</b>	29.74	2.93	139.67	18.3
	<b>St. Deviation</b>	0.11	0.01		

Tab. A3: Dimensioni dei provini del Gruppo C

Material D	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen D1	1	29.76	2.43		
	2	29.70	2.44		
	3	29.68	2.39		
	4	29.53	2.15		
	5	29.33	2.18		
	<b>Mean value</b>	29.60	2.32	139.59	14.6
	<b>St. Deviation</b>	0.17	0.14		
Specimen D2	1	29.48	2.57		
	2	29.84	2.56		
	3	29.88	2.85		
	4	29.95	2.96		
	5	29.99	2.92		
	<b>Mean value</b>	29.83	2.77	138.16	17.2
	<b>St. Deviation</b>	0.20	0.19		
Specimen D3	1	29.86	2.43		
	2	29.84	2.41		
	3	29.82	2.44		
	4	29.75	2.44		
	5	29.80	2.41		
	<b>Mean value</b>	29.81	2.43	139.6	15.3
	<b>St. Deviation</b>	0.04	0.02		
Specimen D4	1	29.47	2.56		
	2	29.53	2.50		
	3	29.60	2.85		
	4	29.63	2.96		
	5	29.74	2.91		
	<b>Mean value</b>	29.59	2.76	138.05	17.2
	<b>St. Deviation</b>	0.10	0.21		
Specimen D5	1	29.84	2.40		
	2	29.88	2.44		
	3	29.90	2.51		
	4	29.94	2.38		
	5	29.00	2.20		
	<b>Mean value</b>	29.71	2.39	139.69	15.4
	<b>St. Deviation</b>	0.40	0.12		

Tab. A4: Dimensioni dei provini del Gruppo D

Material D	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]		
Specimen E1	1	29.22	2.58				
	2	29.38	2.52				
	3	29.42	2.85				
	4	29.68	2.95				
	5	29.82	2.89				
	<b>Mean value</b>	29.50	2.76			138.03	17
	<b>St. Deviation</b>	0.24	0.19				
Specimen E2	1	29.93	2.50				
	2	29.87	2.80				
	3	29.89	2.99				
	4	29.84	2.95				
	5	29.74	2.97				
	<b>Mean value</b>	29.85	2.84			139.63	17.8
	<b>St. Deviation</b>	0.07	0.21				
Specimen E3	1	29.60	2.99				
	2	29.84	2.94				
	3	29.86	2.96				
	4	29.93	2.66				
	5	30.01	2.47				
	<b>Mean value</b>	29.85	2.80			139.68	17.8
	<b>St. Deviation</b>	0.15	0.23				
Specimen E4	1	29.72	2.93				
	2	29.80	2.93				
	3	29.88	2.98				
	4	29.94	2.75				
	5	30.00	2.49				
	<b>Mean value</b>	29.87	2.82			139.68	17.8
	<b>St. Deviation</b>	0.11	0.20				
Specimen E5	1	29.57	2.76				
	2	29.67	2.80				
	3	29.78	2.77				
	4	29.85	2.75				
	5	29.87	2.72				
	<b>Mean value</b>	29.75	2.76			139.61	17.1
	<b>St. Deviation</b>	0.13	0.03				

Tab. A5: Dimensioni dei provini del Gruppo E



## Appendice B

### Ispezione visiva dei provini impattati

Attraverso un'ispezione visiva dei provini dopo l'impatto, si notano le indentature generate sui campioni da parte dell'impattatore. Di seguito sono riportate le foto di ciascun provino (Fig.B1-B2-B3-B4-B5-B6-B7-B8-B9-B10-B11-B12-B13-B14-B15-B16-B17-B18-B19-B20).

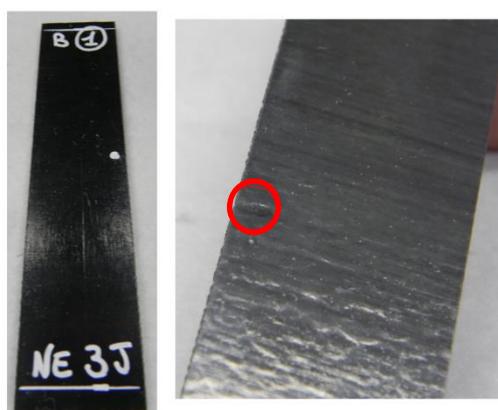


Fig. B1: Provino B1 (Near edge 3J)

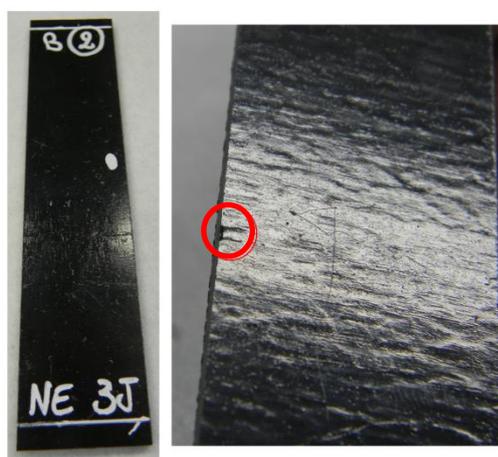


Fig. B2: Provino B2 (Near edge 3J)

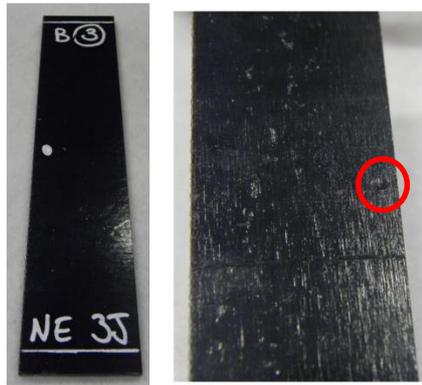


Fig. B3: Provino B3 (Naer edge 3J)



Fig. B4: Provino B4 (Near edge 3J)



Fig. B5: Provino B5 (Near edge 3J)

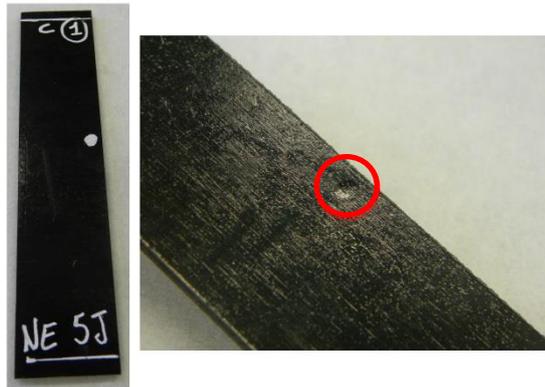


Fig. B6: Provino C1 (Near edge 5J)

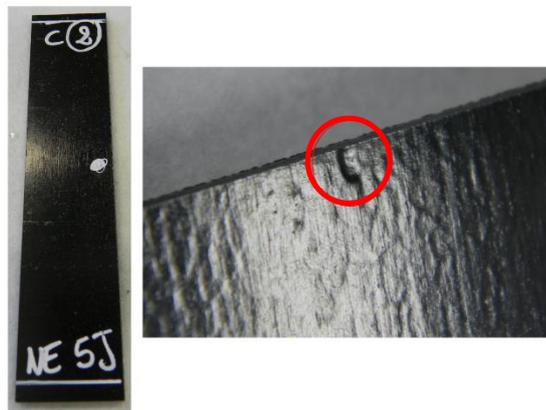


Fig. B7: Provino C2 (Near edge 5J)

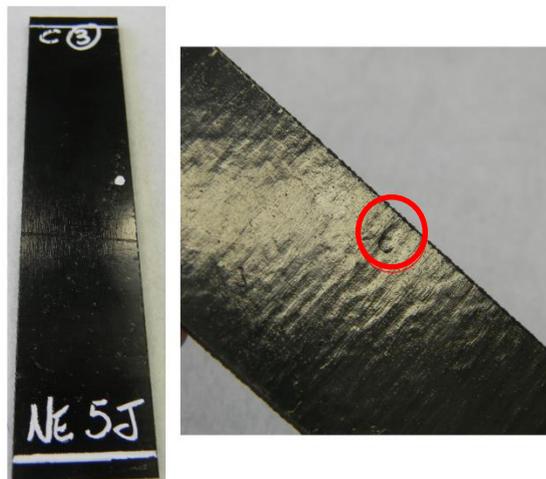


Fig. B8: Provino C3 (Near edge 5J)

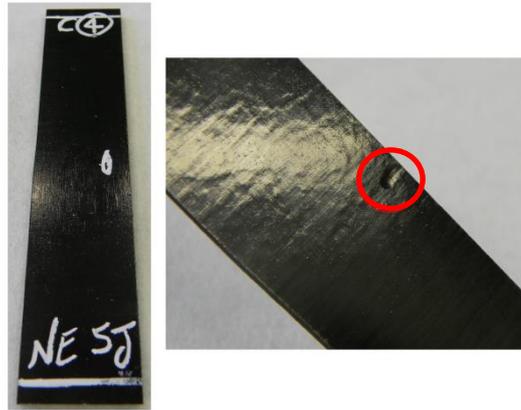


Fig. B9: Provino C4 (Near edge 5J)

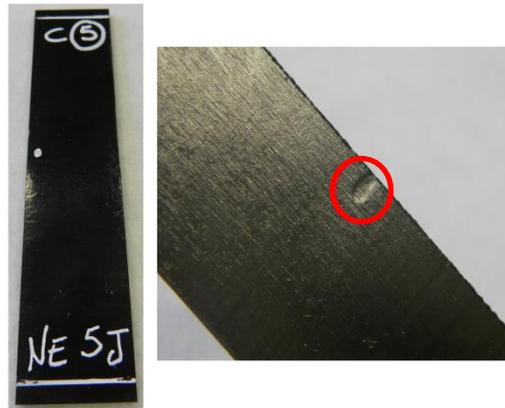


Fig. B10: Provino C5 (Near edge 5J)

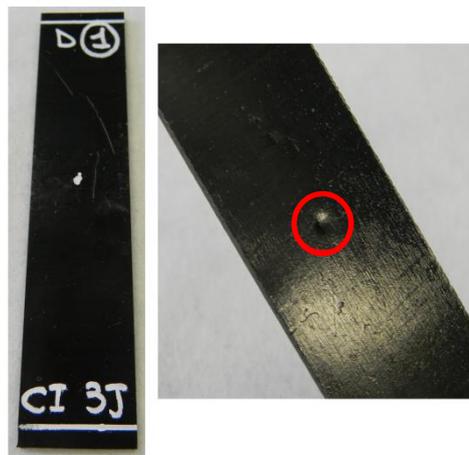


Fig. B11: Provino D1 (Centrale 3J)

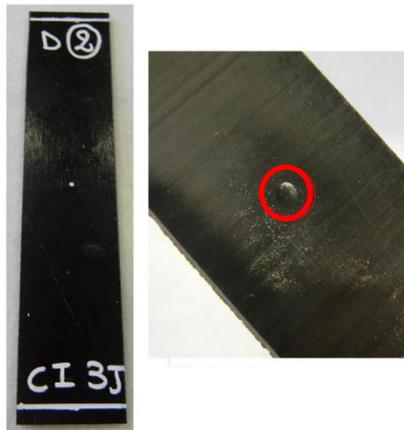


Fig. B12: Provino D2 (Centrale 3J)

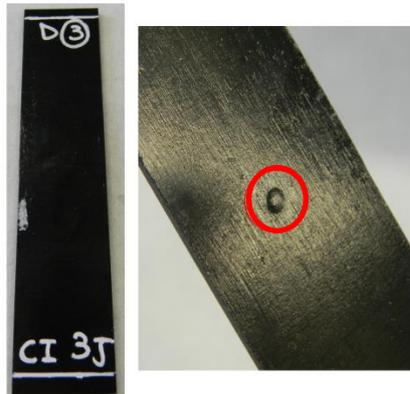


Fig. B13: Provino D3 (Centrale 3J)

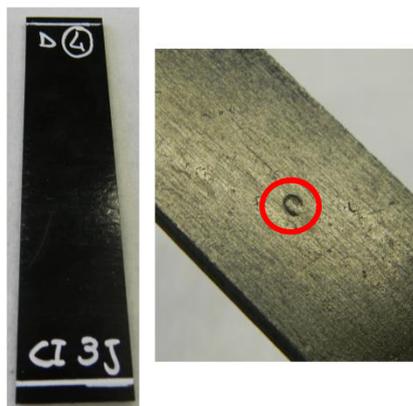


Fig. B14: Provino D4 (Centrale 3J)

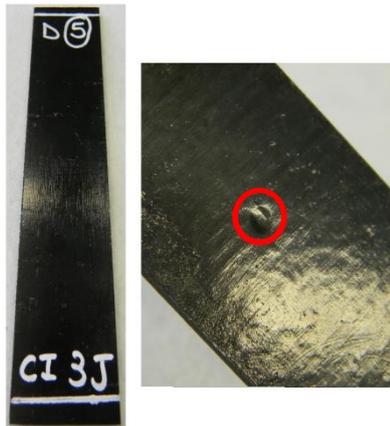


Fig. B15: Provino D5 (Centrale 3J)

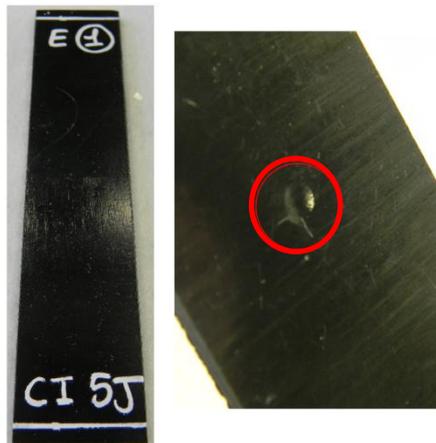


Fig. B16: Provino E1 (Centrale 5J)

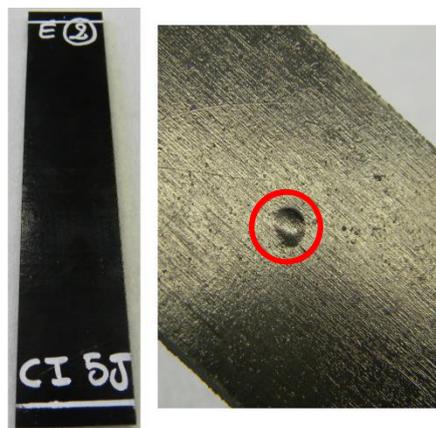


Fig. B17: Provino E2 (Centrale 5J)

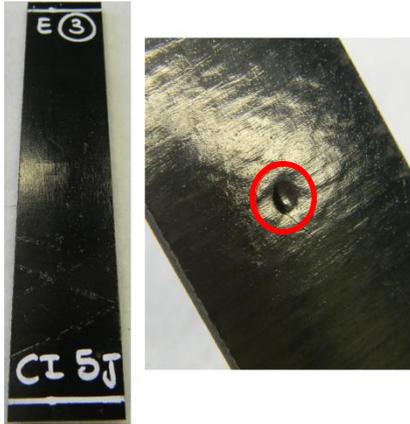


Fig. B18: Provino E3 (Centrale 5J)

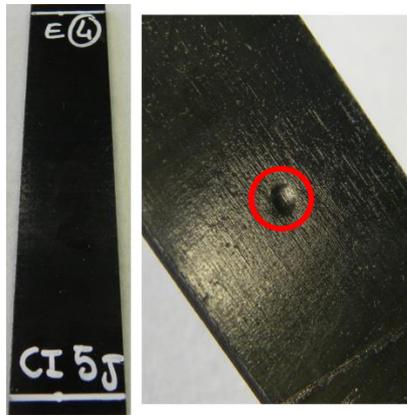


Fig. B19: Provino E4 (Centrale 5J)

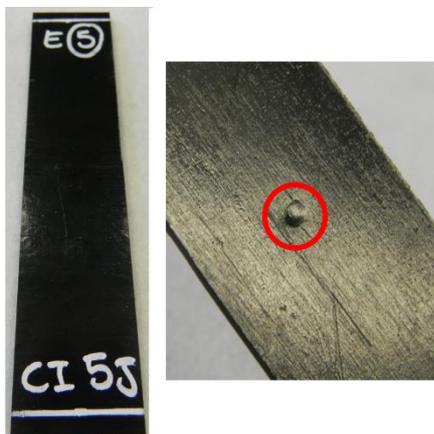


Fig. B20: Provino E5 (Centrale 5J)



## *Appendice C*

# **Fotografie campioni dopo test a compressione**

Successivamente all'esecuzione delle prove a compressione, mediante l'impiego dell'attrezzatura CLC, i provini hanno le seguenti conformazioni.

### **Gruppo A**

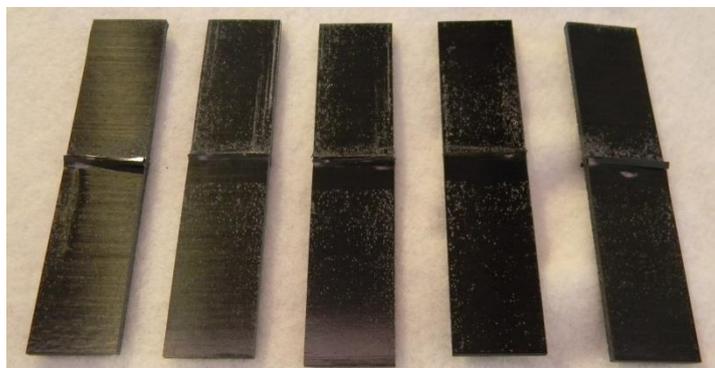


Fig. C1: Provini Gruppo A dopo compressione

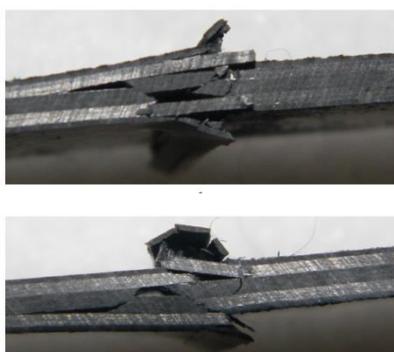


Fig. C2: Provino A1



Fig. C3: Provino A2



Fig. C4: Provino A3

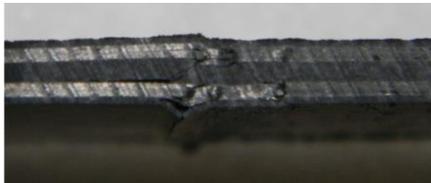


Fig. C5: Provino A4

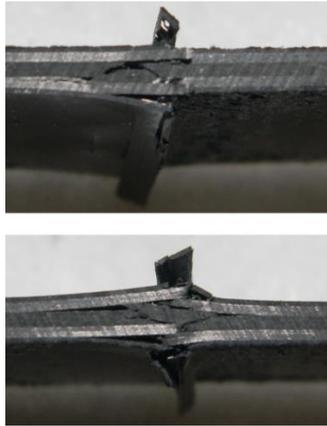


Fig. C6: Provino A5

## Gruppo B

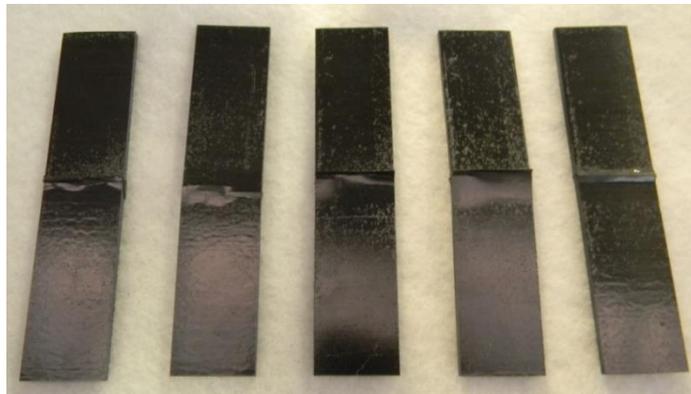
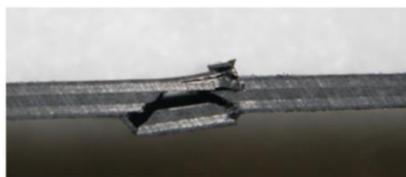


Fig. C7: Provini Gruppo B dopo compressione



a



b

Fig. C8: Provino B1 (a)sezione non impattata (b)sezione impattata



a



b

Fig. C9: Provino B2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



a



b

Fig. C10: Provino B3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



a



b

Fig. C11: Provino B4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



a



b

Fig. C12: Provino B5 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata

### Gruppo C

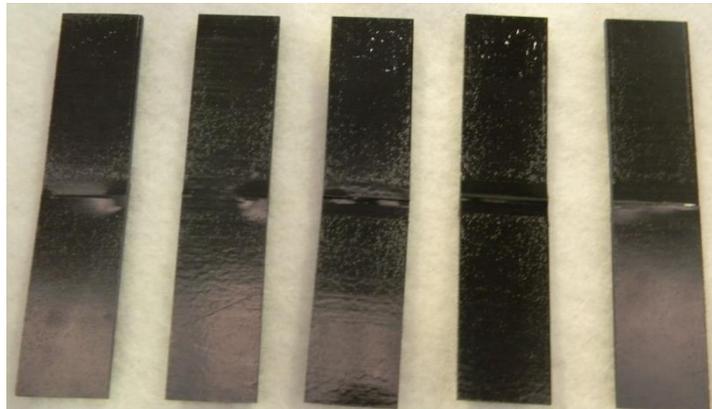
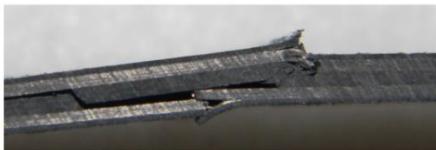


Fig. C13: Provini Gruppo C dopo compressione



a



b

Fig. C14: Provino C1 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**

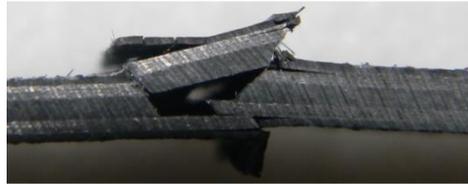


**b**

Fig. C15: Provino C2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C16: Provino C3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata

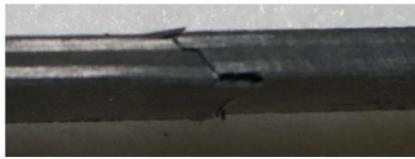


**a**



**b**

Fig. C17: Provino C4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C18: Provino C5 (a) sezione impattata (b) sezione non impattata

## Gruppo D

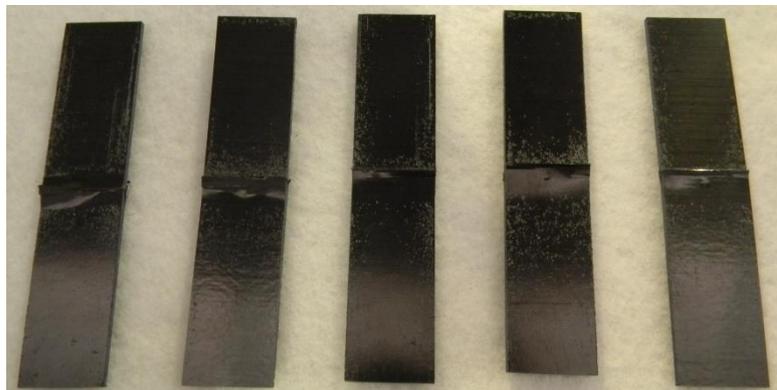
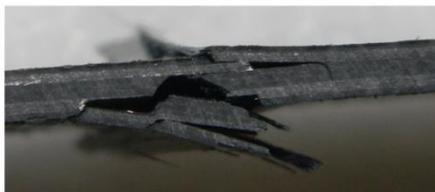


Fig. C19: Provini Gruppo D dopo compressione

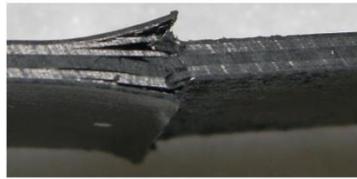


**a**



**b**

Fig. C20: Provino D1 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C21: Provino D2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C22: Provino D3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata

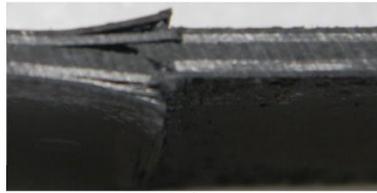


**a**



**b**

Fig. C23: Provino D4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C24: Provino D5 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata

## Gruppo E

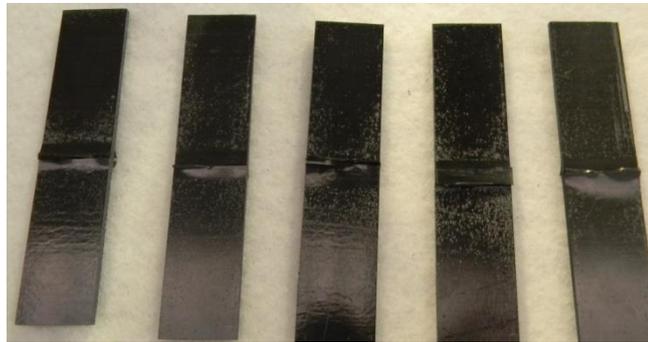


Fig. C25: Provini Gruppo D dopo compressione



**a**



**b**

Fig. C26: Provino E1 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata

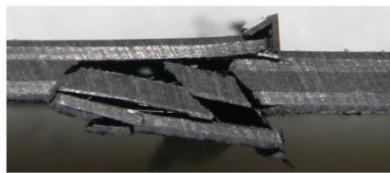


**a**



**b**

Fig. C27: Provino E2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C28: Provino E3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C29: Provino E4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



**a**



**b**

Fig. C30: Provino E5 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata



Appendice D

## Grafici tensione-corsa pistone

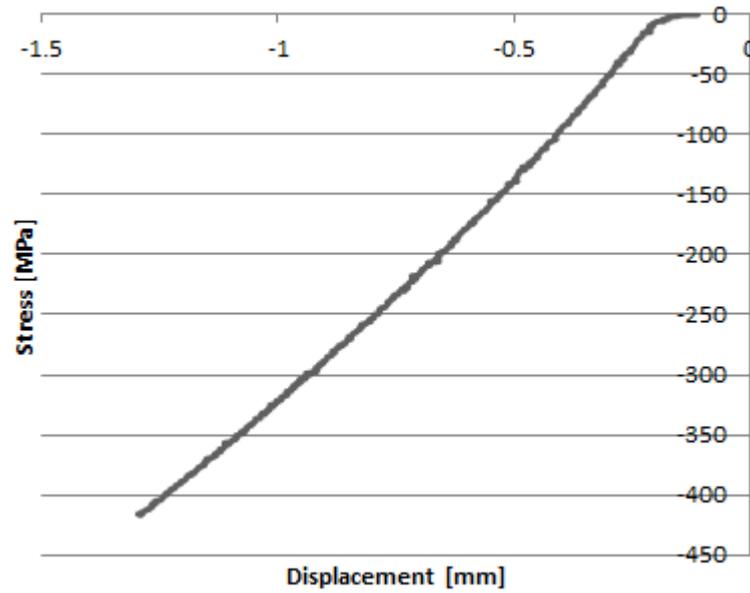


Fig. D1: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A1

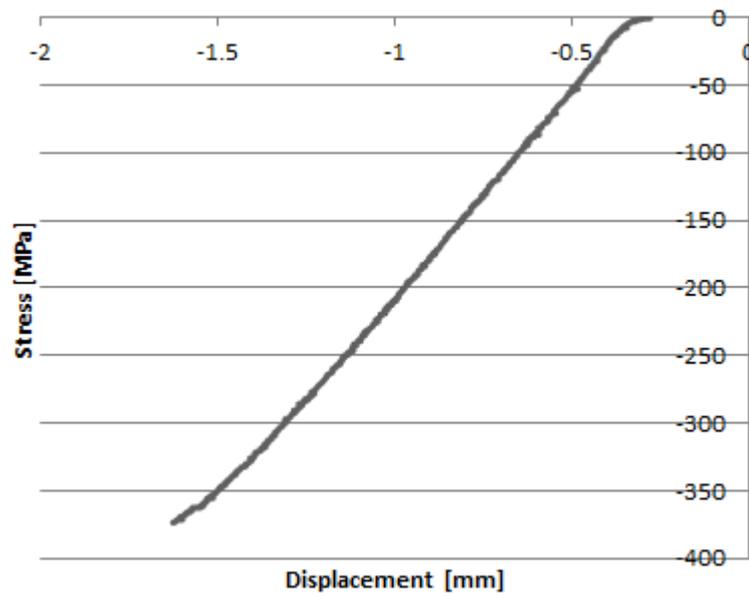


Fig. D2: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A2

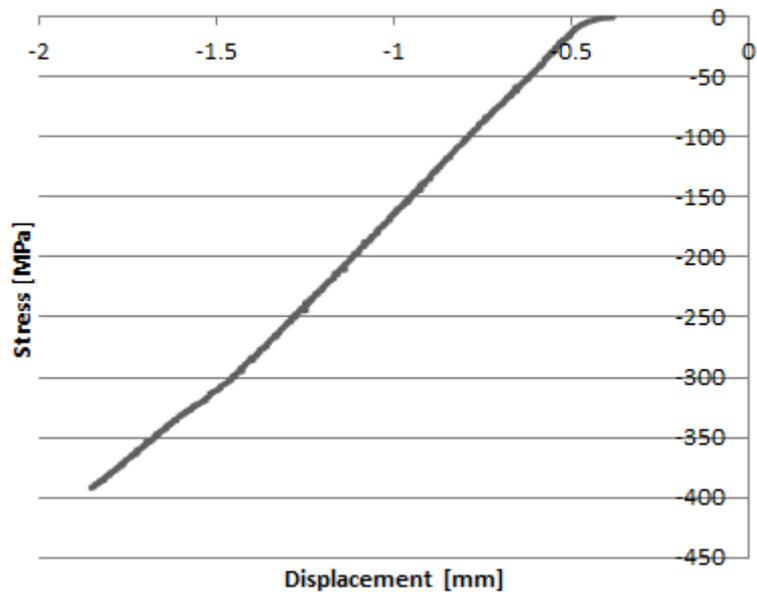


Fig. D3: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A3

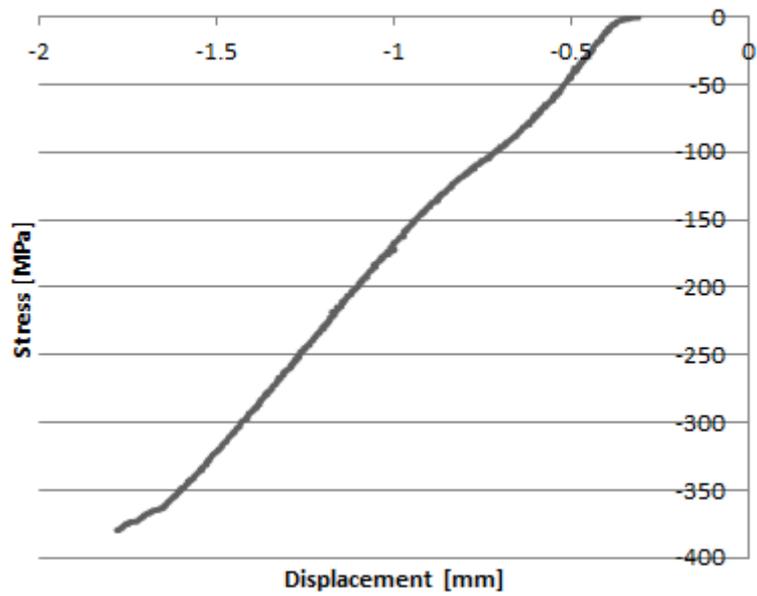


Fig. D4: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A4

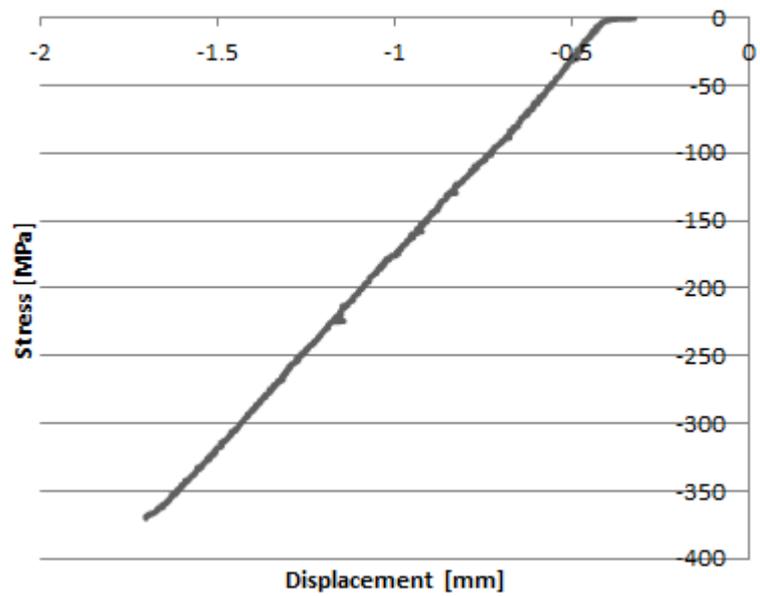


Fig. D5: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A5

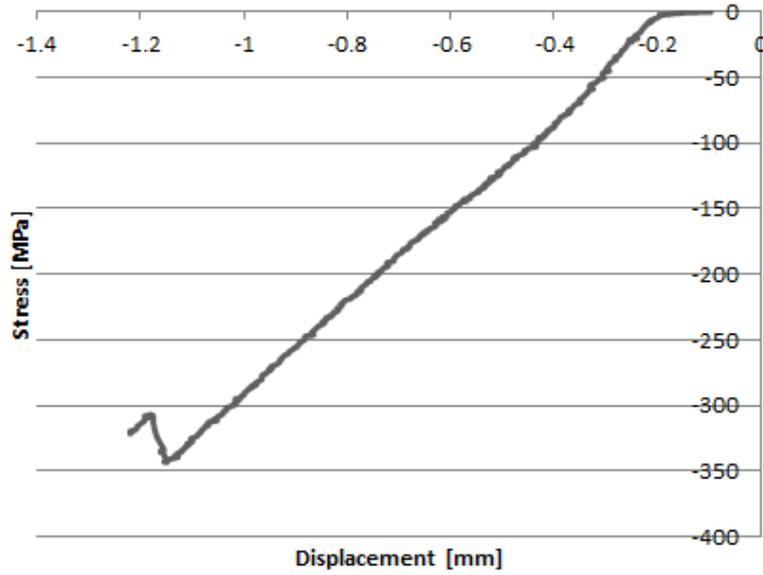


Fig. D6: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B1

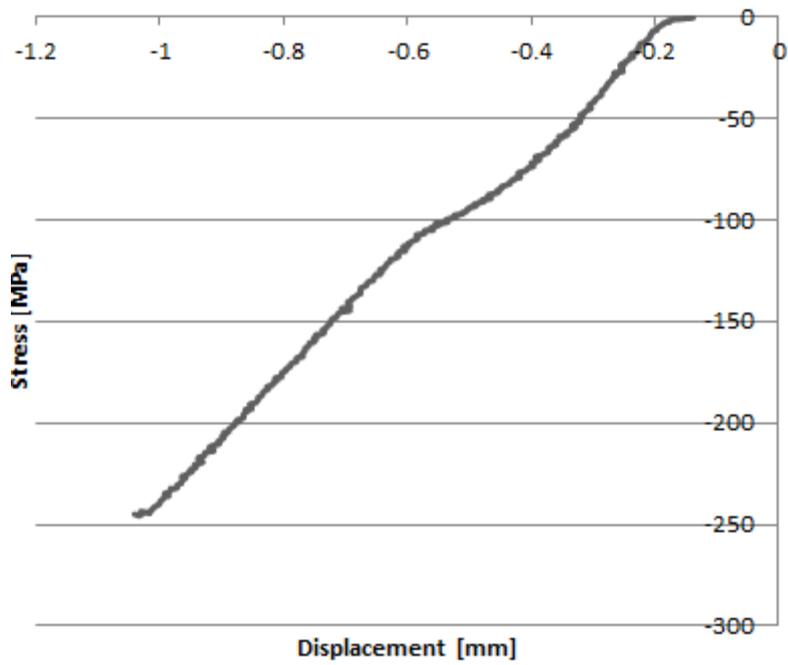


Fig. D7: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B2

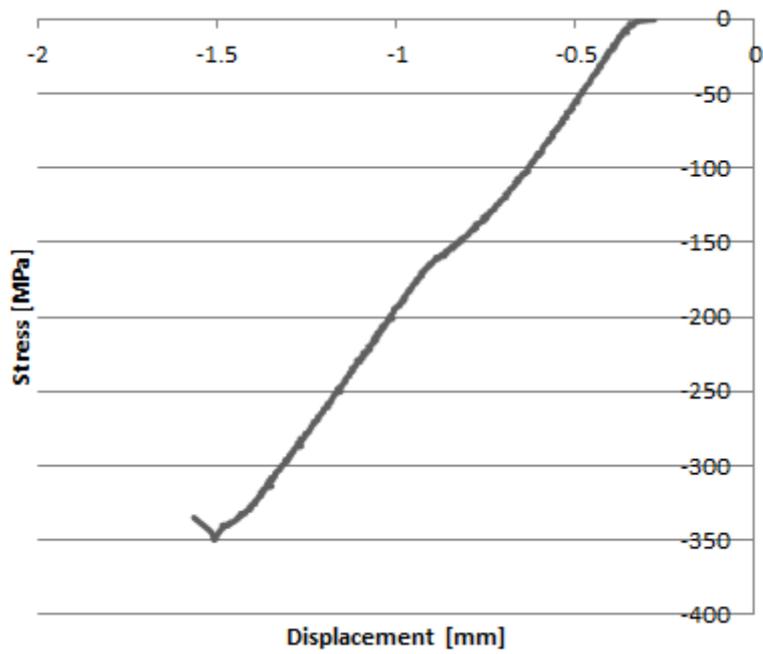


Fig. D8: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B3

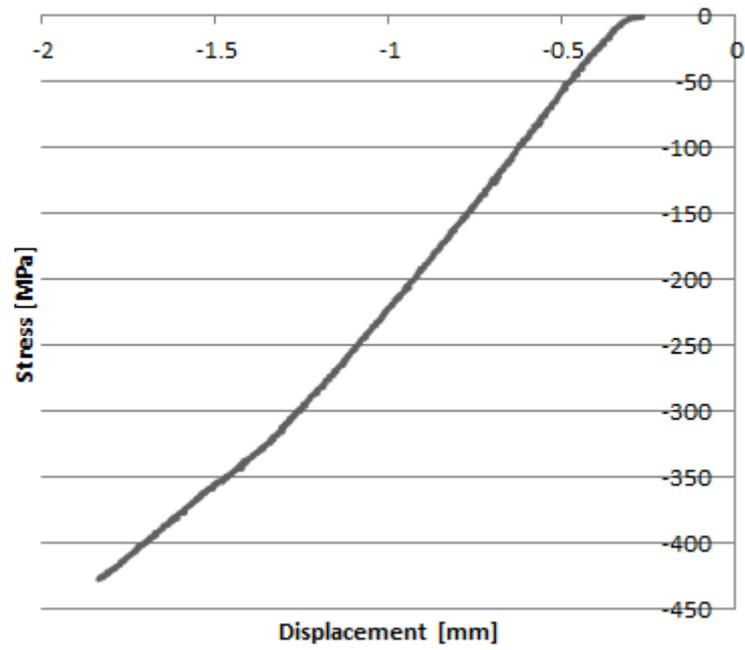


Fig. D9: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B4

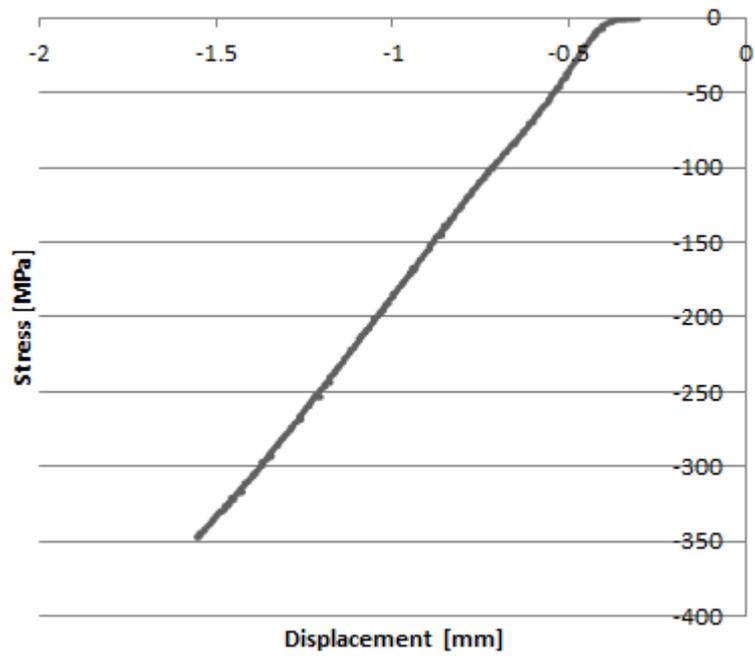


Fig. D10: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B5

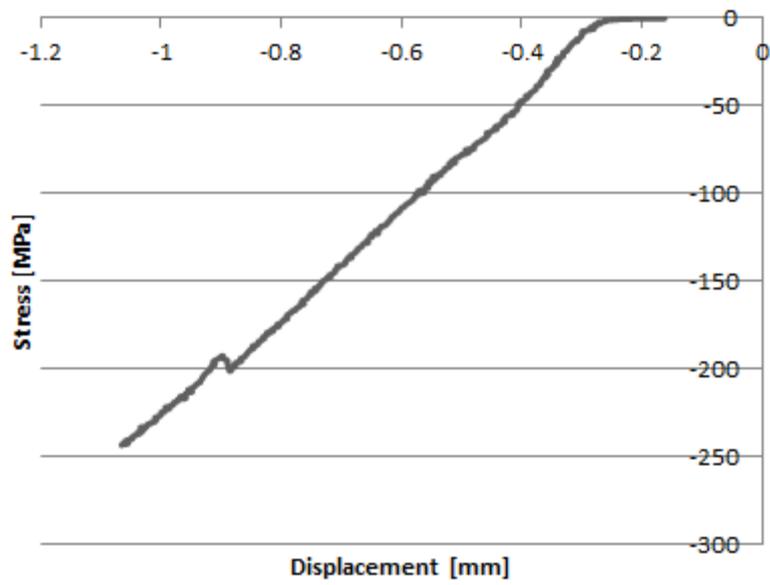


Fig. D11: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C1

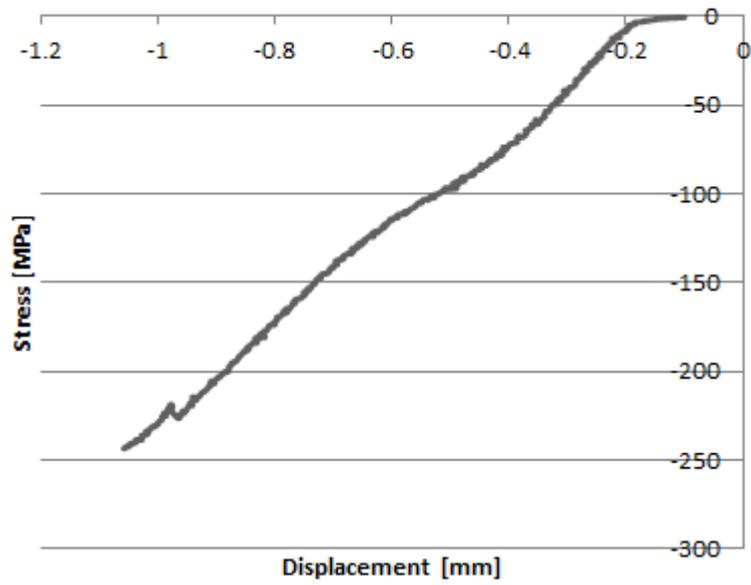


Fig. D12: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C2

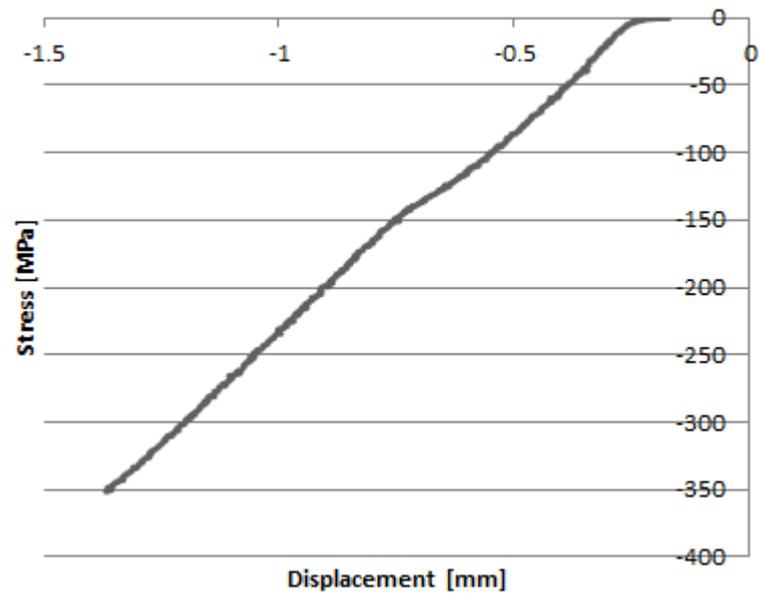


Fig. D13: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C3

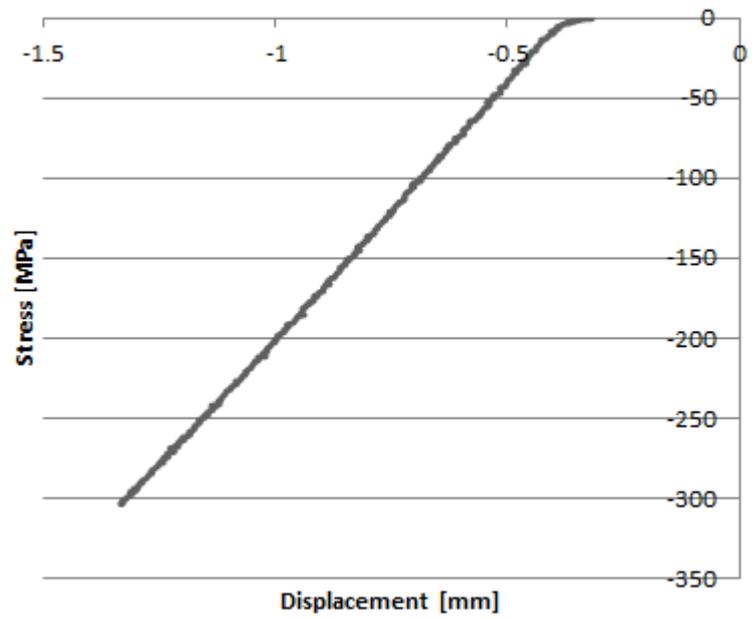


Fig. D14: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C4

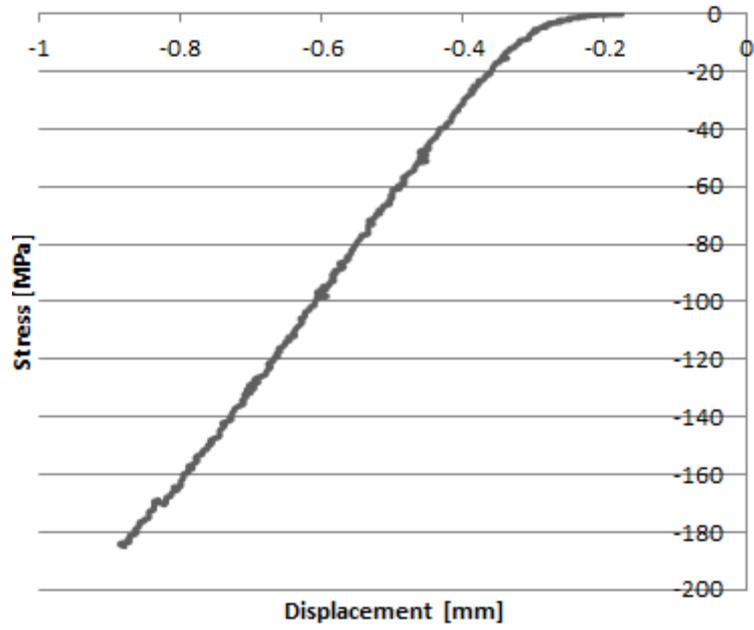


Fig. D15: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C5

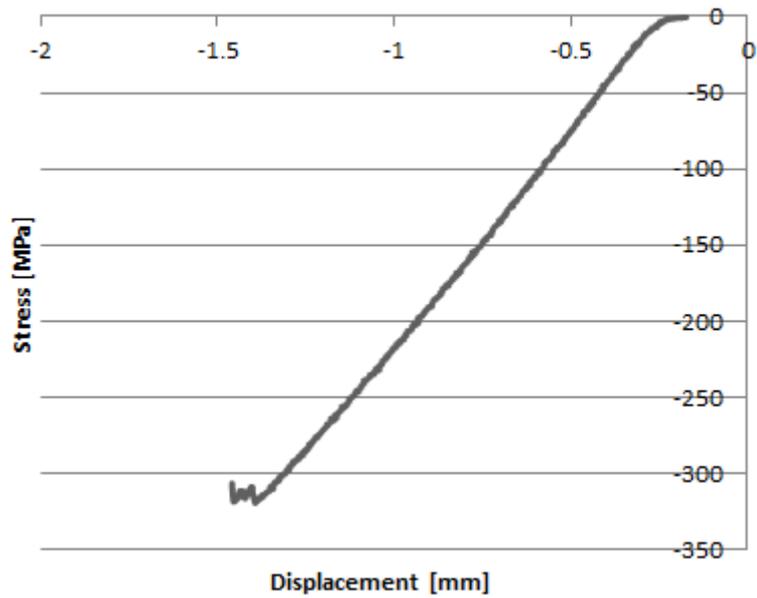


Fig. D16: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D1

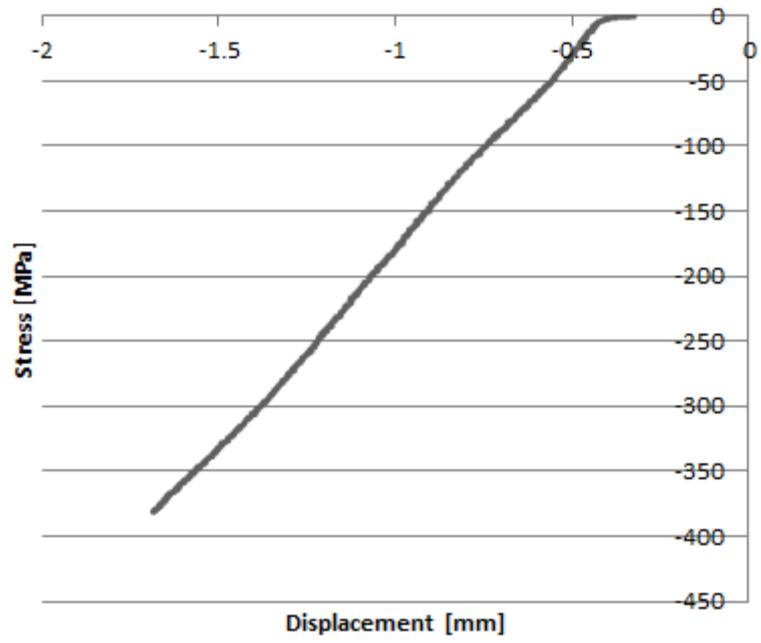


Fig. D17: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D2

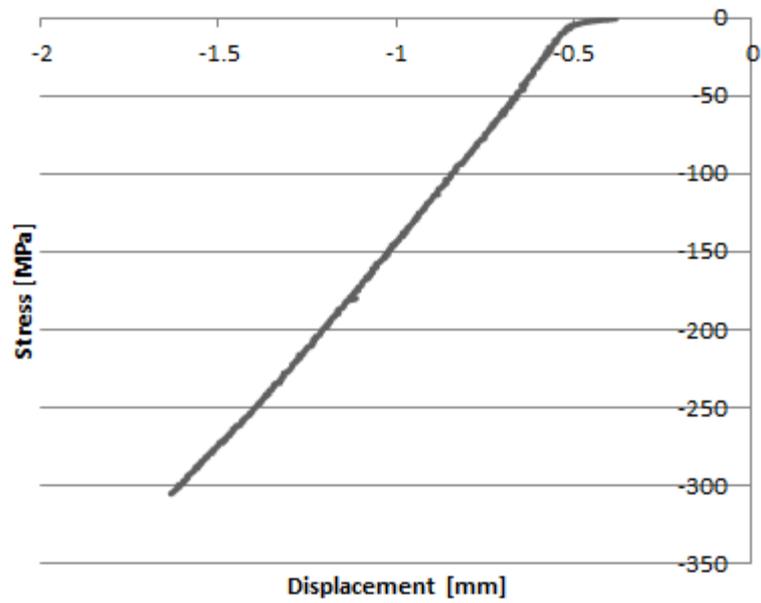


Fig. D18: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D3

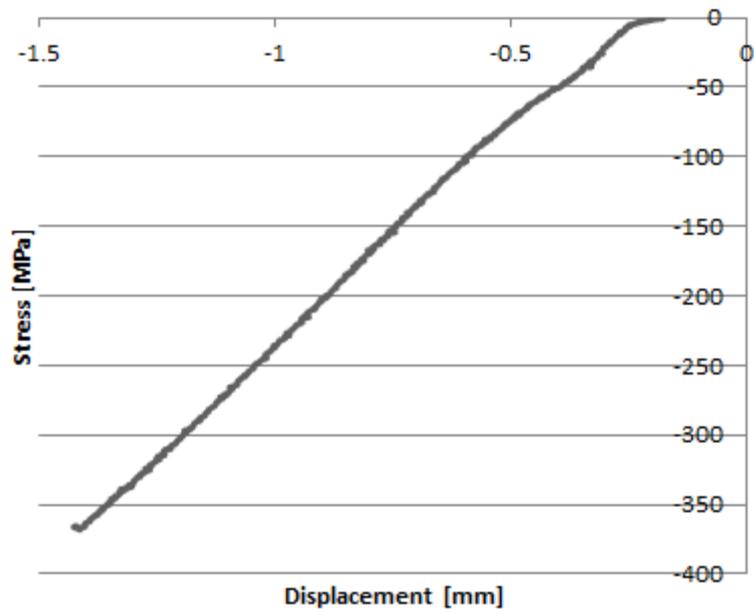


Fig. D19: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D4

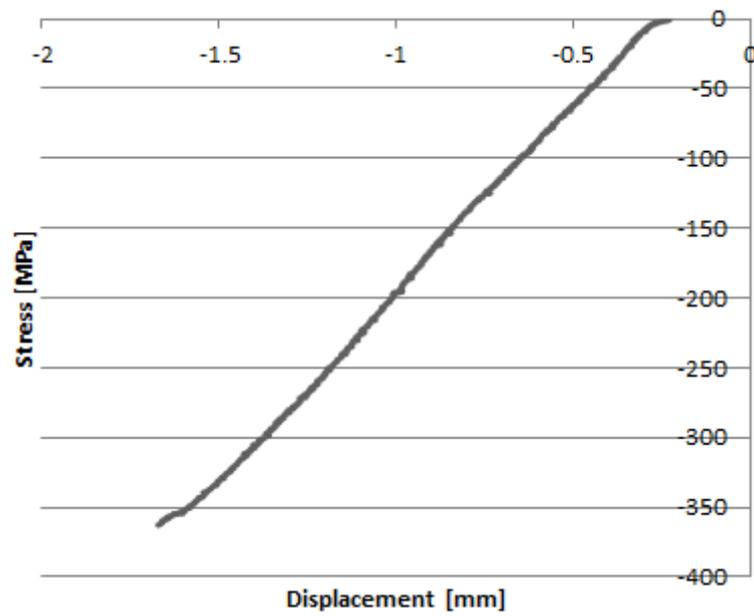


Fig. D20: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D5

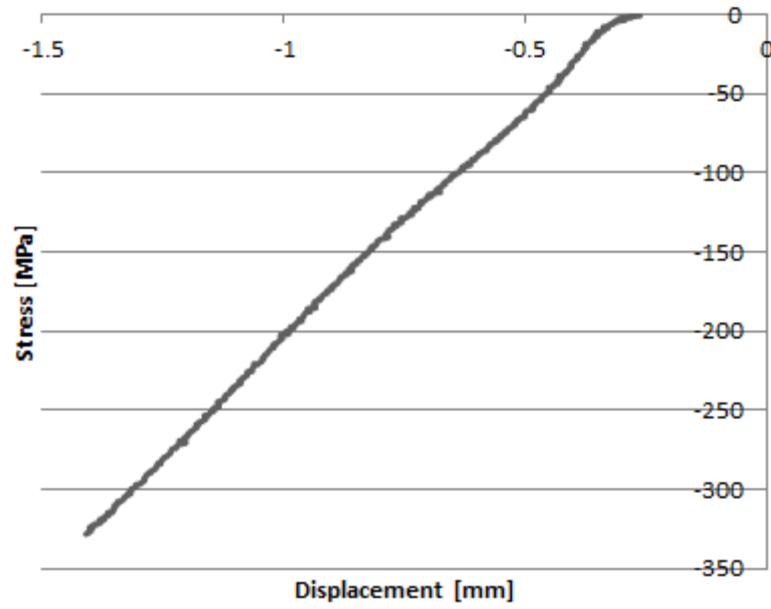


Fig. D21: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E1

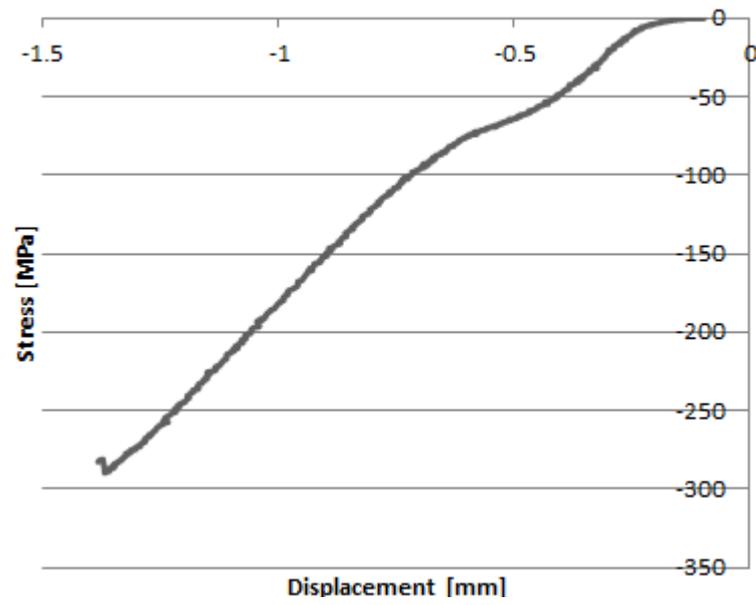


Fig. D22: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E2

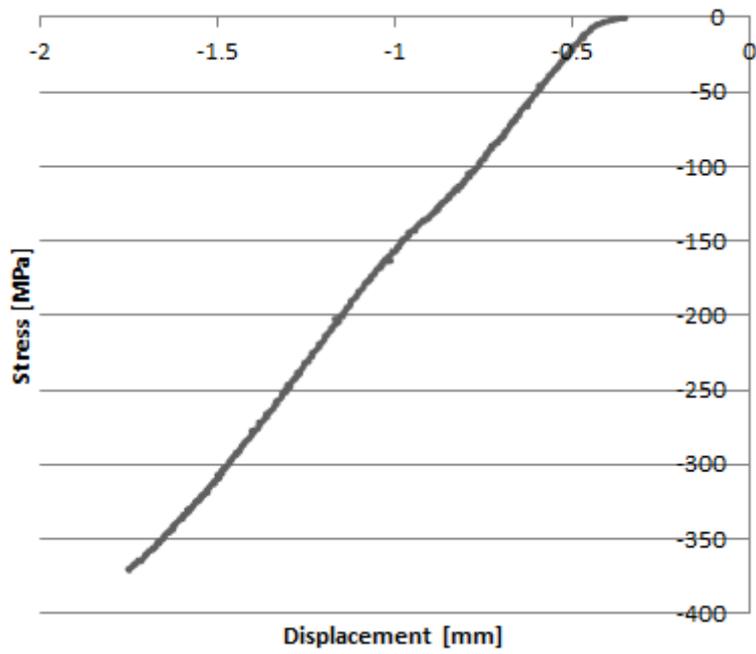


Fig. D23: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E3

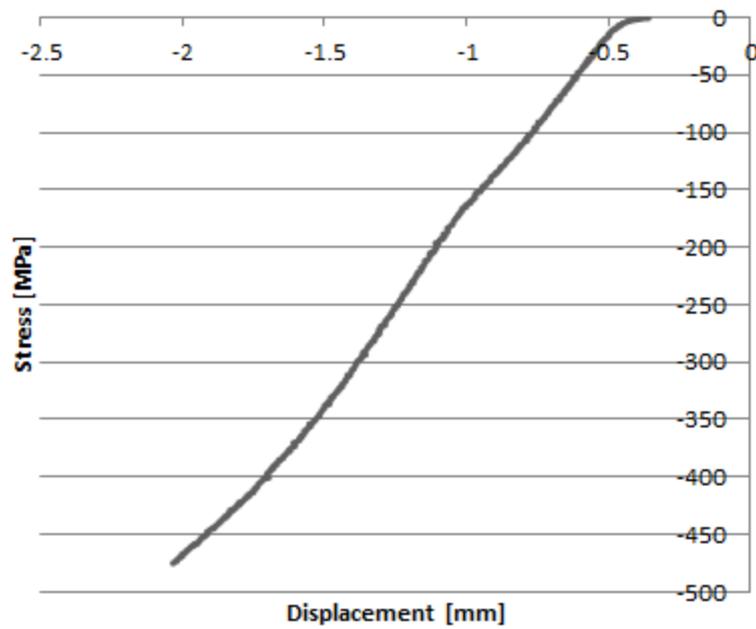


Fig. D24: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E4

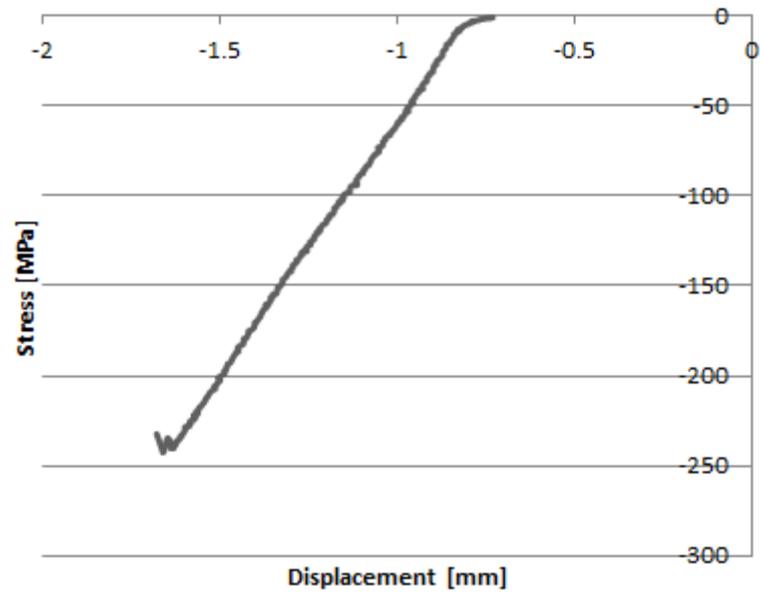


Fig. D25: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E5



# Indice delle figure e tabelle

Fig. 1: Composizione del composito [1] .....	3
Fig. 2: Aereo militare F-15 .....	4
Fig. 3: Differenti tipologie di rinforzo.....	5
Fig. 4: Relazione tensione-deformazione .....	7
Fig. 5: Fibre corte e continue [1] .....	8
Fig. 6: Rappresentazione grafica dei legami costitutivi di differenti tipologie di fibre .....	10
Fig. 7: Esempio di alcune tipologie di rinforzo .....	11
Fig. 8: Esempi di tessuto.....	12
Fig. 9: Tessuto unidirezionale .....	12
Fig. 10: Tessuto preimpregnato .....	14
Fig. 11: Andamento del mercato delle fibre di carbonio [5] .....	16
Fig. 12: Materiali impiegati nel Boeing 787-8 [5] .....	17
Fig. 13: Percentuale del peso strutturale del contenuto di composito nell'aereo [5] .....	17
Fig. 14: Composizione dell'Airbus A350-900 [7] .....	18
Fig. 15: Formula chimica del poliacrilonitrile .....	19
Fig. 16: Ciclo termico e di pressione in processo di polimerizzazione .....	24
Fig. 17: Rappresentazione chimica del gruppo epossidico.....	25
Fig. 18: Monitoraggio del ciclo .....	28
Fig. 19: Autoclave .....	29
Fig. 20: Taglio del preimpregnato unidirezionale.....	30
Fig. 21: Stampo .....	31
Fig. 22: Deposizione strato di film distaccante .....	31
Fig. 23: Deposizione lamine .....	32
Fig. 24: Rimozione delle bolle d'aria .....	32
Fig. 25: Taglio degli angoli .....	33
Fig. 26: Film distaccante .....	33
Fig. 27: Posizionamento controstampo .....	34
Fig. 28: Strato aeratore .....	34
Fig. 29: Sacco per il vuoto .....	35
Fig. 30: Sigillatura del sacco.....	35
Fig. 31: Creazione del vuoto .....	36
Fig. 32: Termocoppia inserita nel laminato di prova .....	36
Fig. 33: Inserimento nell'autoclave .....	37
Fig. 34: Generico grafico di polimerizzazione .....	38
Fig. 35: Ciclo di cura .....	39
Fig. 36: Rimozione strati.....	39
Fig. 37: Laminato .....	40

Fig. 38: Processi locali di rottura in un laminato .....	43
Fig. 39: Importanza dei vari danni sul materiale composito [11] .....	45
Fig. 40: Risposta del laminato per differenti tempi di contatto [11] .....	46
Fig. 41: Evoluzione del danno ad "albero di Natale" (a) laminato spesso (b) laminato sottile ..	48
Fig. 42: Modi rottura .....	49
Fig. 43: Tipologie impatto [13] .....	51
Fig. 44: Apparato per test d'impatto balistici [9] .....	52
Fig. 45: Esempio di drop tower .....	53
Fig. 46: Supporto di impatto sulla drop tower [15] .....	54
Fig. 47: Pendolo di Charpy .....	55
Fig. 48: Pendolo utilizzato per eseguire gli impatti .....	56
Fig. 49: Impattatore .....	57
Fig. 50: Contraappeso .....	57
Fig. 51: Dimostrazione dell'equilibrio dell'asta .....	58
Fig. 52: Goniometro .....	58
Fig. 53: Afferraggio .....	59
Fig. 54: Particolare della modifica dell'afferraggio .....	59
Fig. 55: Attrezzatura Celanese [16] .....	63
Fig. 56: Attrezzatura IITRI [16] .....	64
Fig. 57: Attrezzatura della D 695 modificata [16] .....	65
Fig. 58: Configurazione Sandwich-Beam [16] .....	66
Fig. 59: Disegno del CLC con misure caratteristiche (Adams and Welsh, 1997) [16] .....	67
Fig. 60: Attrezzatura CLC parzialmente disassemblata con particolare sulle superfici di presa [23] .....	68
Fig. 61: Attrezzatura Combined Loading Compression (CLC) [23] .....	70
Fig. 62: Tecnica per contatto [28] .....	74
Fig. 63: Tecnica per immersione [28] .....	74
Fig. 64: Esempio di rilevazione dell'eco di fondo con gli ultrasuoni .....	75
Fig. 65: Macchinario per il controllo ad ultrasuoni .....	76
Fig. 66: Schema di taglio .....	78
Fig. 67: Provini .....	78
Fig. 68: Afferraggio posizionato sulla piastra d'appoggio .....	81
Fig. 69: Bloccaggio del pendolo al basamento .....	82
Fig. 70: Verifica della planarità con la livella in direzione longitudinale .....	83
Fig. 71: Verifica della planarità con la livella in direzione trasversale .....	83
Fig. 72: Bloccaggio del provino all'afferraggio .....	84
Fig. 73: Verifica sulla barra con la livella .....	84
Fig. 74: Caricamento del braccio con la corda .....	85
Fig. 75: Goniometro .....	86
Fig. 76: Contraappeso .....	86
Fig. 77: Effetto di un impatto near edge a 3J .....	88

Fig. 78: Effetto di un impatto near edge a 5J.....	89
Fig. 79: Effetto di un impatto centrale.....	89
Fig. 80: Macchinario MTS.....	90
Fig. 81: Montaggio del provino nel blocco inferiore.....	91
Fig. 82: Bloccaggio delle viti con la brugola.....	91
Fig. 83: Serraggio delle viti con chiave dinamometrica.....	92
Fig. 84: Telaio CLC montato sul macchinario.....	93
Fig. 85: Inizio della prova a compressione.....	93
Fig. 86: Esempio di rottura di un campione dopo la prova a compressione montato sul CLC...94	
Fig. 87: Esempio di rottura di un campione smontato dall'attrezzatura.....	94
Fig. 88: Indentatura del provino B2.....	102
Fig. 89: Effetto della flessione sull'impatto del provino C5.....	103
Fig. 90: Cricche intorno l'indentatura del provino E2.....	103
Fig. 91: Danneggiamento nella regione opposta alla faccia impattata provino E5.....	104
Fig. 92: Esempi di cedimento del provino in seguito di prove al CLC [22].....	106
Fig. A1: Misurazione larghezza con calibro a corsoio.....	113
Fig. A2: Misurazione lunghezza con calibro a corsoio.....	113
Fig. A3: Misurazione con micrometro.....	114
Fig. A4: Schema misurazioni.....	114
Fig. B1: Provino B1 (Near edge 3J).....	121
Fig. B2: Provino B2 (Near edge 3J).....	121
Fig. B3: Provino B3 (Near edge 3J).....	122
Fig. B4: Provino B4 (Near edge 3J).....	122
Fig. B5: Provino B5 (Near edge 3J).....	122
Fig. B6: Provino C1 (Near edge 5J).....	123
Fig. B7: Provino C2 (Near edge 5J).....	123
Fig. B8: Provino C3 (Near edge 5J).....	123
Fig. B9: Provino C4 (Near edge 5J).....	124
Fig. B10: Provino C5 (Near edge 5J).....	124
Fig. B11: Provino D1 (Centrale 3J).....	124
Fig. B12: Provino D2 (Centrale 3J).....	125
Fig. B13: Provino D3 (Centrale 3J).....	125
Fig. B14: Provino D4 (Centrale 3J).....	125
Fig. B15: Provino D5 (Centrale 3J).....	126
Fig. B16: Provino E1 (Centrale 5J).....	126
Fig. B17: Provino E2 (Centrale 5J).....	126
Fig. B18: Provino E3 (Centrale 5J).....	127

Fig. B19: Provino E4 (Centrale 5J) .....	127
Fig. B20: Provino E5 (Centrale 5J) .....	127
Fig. C1: Provini Gruppo A dopo compressione .....	129
Fig. C2: Provino A1 .....	129
Fig. C3: Provino A2 .....	130
Fig. C4: Provino A3 .....	130
Fig. C5: Provino A4 .....	130
Fig. C6: Provino A5 .....	131
Fig. C7: Provini Gruppo B dopo compressione .....	131
Fig. C8: Provino B1 (a)sezione non impattata (b)sezione impattata .....	131
Fig. C9: Provino B2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	132
Fig. C10: Provino B3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	132
Fig. C11: Provino B4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	132
Fig. C12: Provino B5 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	133
Fig. C13: Provini Gruppo C dopo compressione .....	133
Fig. C14: Provino C1 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	133
Fig. C15: Provino C2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	134
Fig. C16: Provino C3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	134
Fig. C17: Provino C4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	134
Fig. C18: Provino C5 (a) sezione impattata (b) sezione non impattata .....	135
Fig. C19: Provini Gruppo D dopo compressione .....	135
Fig. C20: Provino D1 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	135
Fig. C21: Provino D2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	136
Fig. C22: Provino D3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	136
Fig. C23: Provino D4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	136
Fig. C24: Provino D5 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	137
Fig. C25: Provini Gruppo D dopo compressione .....	137
Fig. C26: Provino E1 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	137
Fig. C27: Provino E2 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	138
Fig. C28: Provino E3 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	138
Fig. C29: Provino E4 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	138
Fig. C30: Provino E5 (a) sezione non impattata (b) sezione impattata .....	139
Fig. D1: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A1 .....	141
Fig. D2: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A2 .....	141
Fig. D3: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A3 .....	142
Fig. D4: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A4 .....	142
Fig. D5: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino A5 .....	143

Fig. D6: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B1 .....	143
Fig. D7: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B2 .....	144
Fig. D8: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B3 .....	144
Fig. D9: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B4 .....	145
Fig. D10: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino B5 .....	145
Fig. D11: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C1 .....	146
Fig. D12: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C2 .....	146
Fig. D13: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C3 .....	147
Fig. D14: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C4 .....	147
Fig. D15: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino C5 .....	148
Fig. D16: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D1 .....	148
Fig. D17: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D2 .....	149
Fig. D18: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D3 .....	149
Fig. D19: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D4 .....	150
Fig. D20: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino D5 .....	150
Fig. D21: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E1.....	151
Fig. D22: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E2.....	151
Fig. D23: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E3.....	152
Fig. D24: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E4.....	152
Fig. D25: Grafico Tensione-Corsa pistone Provino E5.....	153
Tab. 1: Confronto tra fibre di carbonio ottenute da PAN e Pece .....	21
Tab. 2: Caratteristiche meccaniche .....	21
Tab. 3: Caratteristiche delle fibre .....	22
Tab. 4: Caratteristiche di alcune matrici polimeriche a temperatura ambiente [4] .....	26
Tab. 5: Sequenza di laminazione .....	72
Tab. 6: Gruppo A .....	79
Tab. 7: Gruppo B.....	79
Tab. 8: Gruppo C.....	79
Tab. 9: Gruppo D .....	79
Tab. 10: Gruppo E .....	79
Tab. 11: Altezze iniziali corrispondenti alle energie d'impatto .....	87
Tab. 12: Angolazione iniziale del braccio corrispondente all'energia d'impatto .....	87
Tab. 13: Angolo iniziale e di rimbalzo di ciascun campione .....	96
Tab. 14: Energia teorica ed effettiva .....	97
Tab. 15: Confronto delle tre energie .....	98
Tab. 16: Sezione nominale dei provini .....	99
Tab. 17: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo A .....	100
Tab. 18: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo B .....	100

Tab. 19: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo C .....	101
Tab. 20: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo D.....	101
Tab. 21: Resistenza a compressione massima, media e st. deviation del gruppo E .....	101
Tab. 22: Discostamento % rispetto al gruppo A .....	104
Tab. 23: Tipi di danno del provino .....	107
Tab. A1: Dimensioni dei campioni del Gruppo A.....	115
Tab. A2: Dimensioni dei campioni del Gruppo B.....	116
Tab. A3: Dimensioni dei provini del Gruppo C .....	117
Tab. A4: Dimensioni dei provini del Gruppo D .....	118
Tab. A5: Dimensioni dei provini del Gruppo E .....	119

## Bibliografia

- [1] Sanjay K. Mazundar, *'Composites Manufacturing: Materials, Product and Process Engineering'*, CRC Press, 2002
- [2] Daniel Gay, Suong V. Hoa, Stephen W. Tsai, *'Composite Materials Design and Application'*, CRC Press, 2003
- [3] Luigi Mascolo, *'Materiali per l'industria aeronautica'*
- [4] F. Grasso, C. Calabretta, *'I materiali compositi nei mezzi di trasporto'*
- [5] Dr. Faye Smith, *'The use of composites in Aerospace: Past, Present and Future challenges'* [www.aerosociety.com](http://www.aerosociety.com)
- [6] MIL-HDBK-17 – *'Composite Materials Handbook'*, 2002
- [7] Guy Hellard, *'Composites in Airbus A long story of innovations and experiences'*
- [8] S. Abrate, *'Impact on composites structures'*, Cambridge University Press, 2005
- [9] Joshua M. Duell, *'Impact Testing of Advanced Composites'*
- [10] M.O.W. Richardson, M.J. Whisheart, *'Review of low-velocity impact properties of composite materials'*, Composites Part A, pp. 1123-1131, 1996
- [11] M. Siliotto, *'Valutazione analitica delle aree di delaminazione in materiali compositi avanzati soggetti ad impatti a bassa velocità'*, tesi di laurea magistrale, Università di Bologna, Scuola di ingegneria

e architettura, Corso di laurea in ingegneria aerospaziale, a.a. 2012-13

- [12] A. Malhorta, F.J. Guild, '*Impact damage to composite laminates: effect of impact location*', Applied Composite Material, 2014
- [13] A. Malhorta, F.J. Guild, M.J. Pavier, '*Edge impact composite laminates: experiments and simulations*', J Mater Sci, pp. 6661-6667, 2008
- [14] Marino Quaresmin, Mauro Ricotta, '*Assorbimento energetico durante impatto in laminate in materiale composito*', Associazione Italiana per l'analisi delle sollecitazioni, XXXIV Convegno Nazionale, 14-17 Settembre 2005
- [15] ASTM International- '*Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*', ASTM D7136/D7136M-12
- [16] Peter M. Wagner, Donald F. Adams, '*Verification of the combined load compression (CLC) test method*', Report No. DOT/FAA/AR-00/26, August 2000
- [17] D. Adams, '*Current Compression test methods*', High performance composites, May 2005
- [18] ASTM International- '*Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading*', ASTM D3410/D3410M

- [19] ASTM International- *'Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics'*, ASTM D695
- [20] ASTM International- *'Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirectional Polymer Matrix Composites Using a Sandwich Beam'*, ASTM D5467/D5467M-97
- [21] D. Adams, *'The Combined Loading Compression (CLC) test method'*, High performance composites, July 2011
- [22] ASTM International- *'Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture'*, ASTM D6641/D6641M-14
- [23] [www.wyomingtestfixtures.com/Products/b1.html](http://www.wyomingtestfixtures.com/Products/b1.html)
- [24] M.P. Falaschetti, *'Caratterizzazione meccanica di materiali di materiali compositi mediante attrezzatura CLC'*, tesi di laurea magistrale, Università di Bologna, Scuola di ingegneria e architettura, Corso di laurea in ingegneria aerospaziale, a.a. 2012-13
- [25] E. Besseghini, *'Caratterizzazione meccanica a compressione di un composito unidirezionale mediante attrezzatura CLC'*, Università di Bologna, Facoltà di ingegneria, Corso di laurea in ingegneria aerospaziale, a.a. 2011-12
- [26] Donald F. Adams, Leif A. Carlsson, R.Byron Pipes, *'Experimental Characterization of Advanced Composite Materials'*, third edition, CRC PRESS 2003

- [27] B. Zuccarello, *'Progettazione meccanica con materiali non convenzionali'*, cap.14 Controlli non distruttivi
- [28] Claudio Scarponi, *'Controlli non distruttivi (NTD techniques) per le strutture aeronautiche'*, Dipartimento di Ingegneria aerospaziale e astronautica, Università degli studi di Roma