

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

**Corso di Laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe L-9**

ELABORATO FINALE DI LAUREA IN

Costruzioni aeronautiche

**Caratterizzazione meccanica a compressione
di laminati Carbon/Epoxy sottoposti ad impatti a basse
energie**

CANDIDATO
Mirko De Nunzio

RELATORE
Prof. Ing. Enrico Troiani

CORRELATORE
*Ing. Maria Pia Falaschetti
Ing. Matteo Scafè*

Anno Accademico 2016/2017
Sessione I

Un ringraziamento speciale a ENEA (Agenzia Nazionale per le Nuove Tecnologie, l'Energia e lo Sviluppo Economico Sostenibile)

Unità SSPT-PROMAS-TEMAF

(Dipartimento Sostenibilità dei Sistemi Produttivi e Territoriali – Divisione Tecnologie e processi dei materiali per la sostenibilità – Laboratorio Tecnologie di Materiali Faenza)



Agenzia nazionale per le nuove tecnologie,
l'energia e lo sviluppo economico sostenibile

INDICE

ABSTRACT	- III -
-----------------------	---------

Capitolo 1

Introduzione ai materiali compositi	- 1 -
1.1 Classificazione dei materiali compositi	- 5 -
1.2 Compositi fibro-rinforzati	- 6 -
1.3 Matrice	- 9 -

Capitolo 2

CFRP	- 11 -
2.1 Fibre di carbonio	- 11 -
2.1.1 Processi di formazione	- 12 -
2.1.2 Proprietà e caratteristiche	- 13 -
2.1.3 Struttura delle fibre	- 14 -
2.1.4 Tipiche applicazioni	- 15 -
2.2 Matrici termoidurenti	- 15 -

Capitolo 3

Materiale	- 17 -
------------------------	--------

Capitolo 4

Problematica dell'impatto	- 25 -
4.1 Classificazione degli impatti	- 25 -
4.2 Tipologie di rotture	- 27 -
4.3 Strumenti per l'impatto	- 28 -

Capitolo 5

Campagna sperimentale impatti	- 31 -
5.1 Realizzazione dei provini.....	- 31 -
5.2 Prove di impatti.....	- 36 -
5.3 Elaborazione dati impatti	- 42 -

Capitolo 6

Campagna sperimentale prove a compressione	- 53 -
6.1 Misura delle deformazioni	- 55 -
6.2 Strumentazione dei provini e incollaggio strain gage.....	- 61 -
6.3 Attrezzature per le prove a compressione	- 63 -
6.4 Procedura delle prove a compressione.....	- 66 -
6.5 Elaborazione dati prove a compressione.....	- 71 -

Conclusioni	- 79 -
--------------------------	--------

Appendice A: Misure geometriche dei provini	- 81 -
--	--------

Appendice B: Modalità di rottura dei provini.....	- 86 -
--	--------

Appendice C: Grafici di compressione.....	- 89 -
--	--------

Indice delle figure	- 98 -
----------------------------------	--------

Indice delle tabelle	- 101 -
-----------------------------------	---------

Bibliografia	- 102 -
---------------------------	---------

ABSTRACT

Un materiale composito è la combinazione di due o più materiali distinti, che conferiscono proprietà superiori rispetto a quelle di un singolo costituente. Ad oggi, l'importanza di tale materiale la si nota dalle sue molteplici applicazioni industriali come quello aerospaziale, automobilistico, marino ecc.

Il seguente elaborato ha come oggetto lo studio, mediante analisi sperimentale, della resistenza meccanica residua di un materiale composito carbon/epoxy soggetto a danni di piccola entità provocati da impatti a basse energie (BVID - Barely Visible Impact Damages).

Per avere una chiara comprensione della campagna sperimentale svolta, nei primi capitoli viene introdotto uno studio sui materiali compositi: cosa rappresentano, come vengono classificati e perché sono così fondamentali nelle varie industrie.

La prima parte della campagna sperimentale è stata effettuata presso i laboratori hangar della scuola di Ingegneria e Architettura con sede a Forlì, dove sono state effettuate le prove di impatto sul materiale, sia laterali che centrali, mediante l'impiego di un pendolo di Charpy.

La caratterizzazione del materiale è avvenuta tramite delle prove a compressione con appropriate attrezzature e sensori forniti da ENEA, Agenzia nazionale per le nuove tecnologie, l'energia e lo sviluppo economico sostenibile, con sede a Faenza.

Nel seguente elaborato viene, quindi, descritto come e con quali strumenti è stata eseguita l'attività sperimentale.

Capitolo 1

Introduzione ai materiali compositi

I materiali compositi sono materiali multifase ottenuti da una combinazione di differenti costituenti tali da conferire proprietà che altrimenti i singoli componenti non potrebbero raggiungere. Tali materiali vengono progettati per poter soddisfare le necessità tecnologiche di numerosi settori industriali quali: aerospazio, automotive, costruzioni, energia, biomedica e altri ancora. Infatti i materiali compositi a seconda delle esigenze possono essere fabbricati su misura per ottenere determinate proprietà selezionando appropriatamente i componenti, le loro proporzioni, le loro distribuzioni e morfologie, i gradi di cristallinità, così come la struttura e la composizione dell'interfaccia interposta tra i due componenti.

Un particolare esempio di composito è rappresentato dalla miscelazione di cemento (matrice), sabbia, ghiaia, e altri ingredienti come additivi.

Ma i materiali compositi non vengono solamente prodotti artificialmente. Un esempio di questi, individuabile in natura, è il legno, il quale è formato da fibre di cellulosa immerse in una matrice di lignina. Inoltre, nell'antichità l'uomo aveva già compreso che accoppiando diversi materiali fra di loro si ottenevano prodotti con caratteristiche migliori: un esempio sono i mattoni realizzati con argilla e paglia essiccati al sole, utilizzati dalle civiltà della Mesopotamia (fig.1)



Figura 1 – Composito di argilla e paglia

Un esempio di materiale composito avanzato largamente impiegato è ottenuto da fibre continue di carbonio affogate in una matrice polimerica. Le fibre, come vedremo nei capitoli successivi, conferiscono resistenza e rigidità, mentre la matrice ha la funzione di legante. Un aspetto fondamentale di questi costituenti è il basso rapporto peso/proprietà che conferiscono alla struttura finale.

Per avere i primi materiali compositi fibro-rinforzati bisogna aspettare il XX secolo: infatti solo nei primi anni quaranta, durante la seconda guerra mondiale, viene prodotto il primo manufatto (una barca) in vetroresina. Con lo sviluppo dell'industria delle armi sono state commercializzate le prime strutture a sandwich¹ e i primi preimpregnati (prepreg²).

Negli anni sessanta compaiono le fibre di carbonio ad alta resistenza e di boro; mentre nei primi anni settanta vede la luce la fibra aramidica, con il nome commerciale di kevlar. A partire dagli anni '80, si osserva un largo impiego dei materiali compositi a matrice polimerica in strutture aeronautiche. In fig.2 viene mostrato l'F-16 di cui il 3% del peso strutturale è costituito da fibre di carbonio e resina epossidica.



Figura 2 – Velivolo militare F16

¹ Strutture sandwich: strutture costituite da due strati resistenti distanziati, detti *pell*i, e collegati tra di loro grazie ad un elemento connettivo, detto *riempitivo*.

² Prepreg, indica le fibre preimpregnate di resina, in genere, utilizzato per la laminazione in autoclave.

Mentre l' Eurofighter Typhoon (Fig.3) possiede addirittura il 70% della struttura in fibra di carbonio con un risparmio di peso del 30%.



Figura 3- Velivolo militare Eurofighter Typhoon

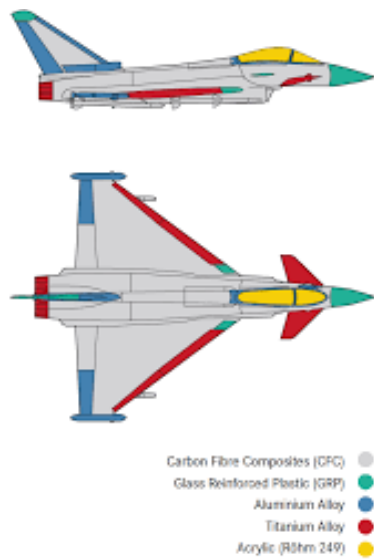


Figura 4 –Materiali impiegati nell' Eurofighter

Negli ultimi anni, anche il settore civile ha mostrato un forte sviluppo nell'impiego di materiali compositi. Un esempio significativo è rappresentato dal Boeing 787 Dreamliner (fig.5) la cui struttura è realizzata per il 50% in peso di soli materiali compositi.

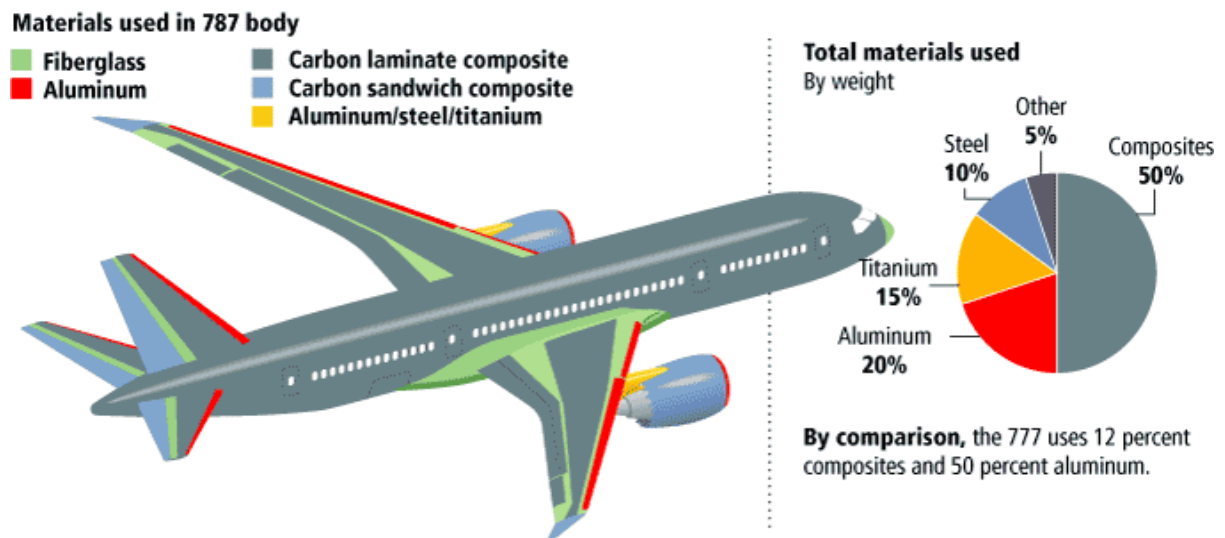


Figura 5 – Materiali impiegati nel Boeing 787 Dreamliner

Un altro importante impiego dei materiali compositi riguarda la produzione di pale eoliche. Le prime pale per turbine eoliche ad essere fabbricate a livello industriale sono arrivate intorno agli anni '80. Inizialmente si utilizzava resina poliestere e vetroresina. Poi la lunghezza della pala, per determinate esigenze, è aumentata notevolmente, così come le forze in gioco. E' stato necessario passare, quindi, all'utilizzo di resina epossidica e tessuti di vetro. Grazie alla capacità di questi materiali di adattarsi a molteplici forme possibili, sono state sviluppate, nel mini eolico, nuove geometrie (Fig.6) che permettono un aumento della potenza assorbita dal vento.



Figura 6 – Geometrie innovative di pale eoliche

1.1 Classificazione dei materiali compositi

La classificazione dei materiali compositi può essere effettuata sulla base di molteplici criteri. Per semplicità di comprensione possiamo distinguere due tipi di classificazioni:

- Una in base agli elementi costitutivi di un composito.
- Una in base alla fase rinforzante;

Gli elementi costitutivi di un materiale composito sono:

- *La matrice*, con il principale ruolo di legante, può essere polimerica, metallica o ceramica;
- *Il rinforzo*, che conferisce resistenza e rigidità al prodotto garantendo sostegno sotto carichi applicati;
- *L'interfaccia*, è costituita da matrice o rinforzo opportunamente modificato da agenti accoppianti che migliorano la bagnabilità delle fibre di rinforzo;
- *Filler*, o riempitivi inerti, che riducono il contenuto della matrice, come ad esempio particelle di nanoargilla silicati (silicate-based nanoclay particles) e agenti tenacizzanti.

Per quel che riguarda la fase rinforzante abbiamo:

- *Compositi particellari*, rinforzati da particelle che limitano i movimenti della matrice trasmettendo loro una parte dello sforzo a cui è soggetta. Lo scopo è quello di ridurre la quantità di matrice impiegata oltre che migliorare le caratteristiche elettriche, termiche, magnetiche, di resistenza all'abrasione, all'usura, all'urto.
- *Compositi fibro-rinforzati*, la fase dispersa è costituita da fibre (continue o corte) con la funzione di sostenere i carichi e determinare le proprietà elettriche e i coefficienti di espansione termica.
- *Compositi strutturati*, ad esempio pannelli a sandwich e compositi laminati.

1.2 Compositi fibro-rinforzati

Il ruolo fondamentale del rinforzo in un materiale composito è quello di incrementare le proprietà meccaniche, fornendo di conseguenza maggiore rigidità e resistenza.

I compositi fibro-rinforzati possono essere a loro volta classificati in:

- Compositi a fibre continue (o lunghe), assicurano una migliore trasmissione delle sollecitazioni se disposte lungo la direzione di applicazione del carico
- Compositi a fibre discontinue (o corte) allineate tra loro, hanno buone proprietà meccaniche, ma la resistenza del composito è minore in quanto le sollecitazioni si trasmettono sulla matrice.
- Compositi a fibre discontinue disposte in maniera casuale, hanno proprietà meccaniche più uniformi lungo le diverse direzioni (isotrope).

Le particolari tipologie di fibre utilizzate in commercio sono:

Fibre di Vetro

Sono i materiali industriali più versatili conosciuti ad oggi. Essi, che derivano da composizioni contenenti silicio, presentano proprietà di massa utili come la durezza, resistenza all'attacco chimico e inerzia, e proprietà meccaniche come la buona resistenza alle sollecitazioni, flessibilità e rigidità. Le fibre di vetro hanno un largo impiego nella produzione di compositi strutturali, circuiti stampati e altri prodotti special-purpose.

Quasi tutte le fibre continue di vetro sono fatte da una processo di estrazione diretta (draw process) e formate da estrusione di vetro fuso attraverso una boccola (bushing) in lega di platino che può contenere fino a migliaia di orifizi individuali. Mentre ancora altamente viscoso, le fibre sono rapidamente estratte da un diametro fine e solidificate. Tipicamente il diametro delle fibre di vetro varia dai 3 ai 20 μm .

Le fibre di vetro ricadono all'interno di due categorie, low-cost general-purpose fibers and premium special-purpose fibers. Queste fibre sono conosciute dalla designazione E-Glass e soggette a specifiche normative. Molte altre fibre di vetro hanno una lettera di designazione che implica una speciale proprietà:

- E, electrical → bassa conduttività elettrica;
- S, strength → alta resistenza;
- C, chemical → alta durabilità chimica;
- M, modulus → alta rigidità;
- A, alkali → elevata alcalinità;
- D, dielectric → bassa costante dielettrica.

La E-glass contiene da 5 a 6% di ossido di boro. Restrizioni ambientali hanno richiesto l'impiego di sistemi particolari di riduzione delle emissioni per eliminare il boro. In alternativa, è stato richiesto l'uso ecologico dell'E-glass senza boro.

Le fibre Special-Purpose includono fibre con alta resistenza alla corrosione (ECR-glass), alta resistenza ai carichi (S-, R-, Te- glass), con bassa costante dielettrica (D-glass), e fibre al silicio o quarzo puro le quali possono essere impiegate a temperature molto alte.

Fibre aramidiche

Durante gli inizi degli anni '70 vennero introdotte ad uso commerciale le fibre di rinforzo aramidiche. Queste fibre hanno la particolarità di avere il più alto rapporto resistenza/peso. La prima fibra aramidica, conosciuta anche come Kevlar, era inizialmente impiegata per rinforzi di pneumatici e plastica. Le caratteristiche di basso peso, alta resistenza ed elevata tenacia hanno portato allo sviluppo di applicazioni di materiali compositi, componenti balistici, pneumatici, corde, cavi, sostituzione

dell'amianto e capi protettivi. Altre tipologie di fibre aramidiche sono state sviluppate più recentemente come il Twaron e il Technora.

Fibre ceramiche.

Sono commercialmente disponibili in due classi :

- fibre di ossido, a base di silice-allumina ($\text{Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2$) e a base di α -alumina ($\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$);
- fibre non ossido, a base di β -fase carburo di silicio (SiC).

Queste fibre vengono prodotte con diametri molto piccoli ($<20\mu\text{m}$) e in forma policristallina con grani di diametro ridotti ($<1\mu\text{m}$). Oggi esiste una varietà di fibre ceramiche policristalline ossido e non ossido con sufficiente cristallinità, purezza e performance per rinforzi di compositi metallici e ceramici la quale può competere con leghe di metalli a basse e alte temperature.

Fibre di carbonio

La descrizione di questa tipologia di rinforzo viene trattata nel capitolo relativo al CFRP oggetto di discussione nella presente tesi.

I rinforzi infine si possono presentare sotto varie forme:

- *Singol wire*, singolo filamento;
- *Roving o Tow*, fasci di più filamente arrotolati su bobine;
- *Yarn*, intreccio di uno o più filamenti e arrotolati su un rocchetto;
- *Whiskers*, porzioni di single wire o roving lunghi da pochi micron a 10 mm;
- *Mat*, tessuto in cui le fibre sono disposte in maniera casuale, ma non sono intrecciate;
- *Fabrics*, è un tessuto ottenuto dall'incrocio di più fili; nel tessuto si possono distinguere l'ordito, fibra che si sviluppa in lunghezza, e la trama, che si sviluppa in larghezza.

1.3 Matrice

La fase continua del materiale invece è rappresentata dalla matrice, che presenta diverse funzioni fondamentali di cui le più importanti sono quelle di mantenere le fibre nella giusta direzione e proteggere quest'ultime da fenomeni abrasivi.

Le maggiori classi di compositi, distinte per tipo di matrice, sono:

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. Si dividono in:

- Resine termoplastiche, hanno una struttura molecolare 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 l'impiego per la preparazione di compositi fibro-rinforzati.
- Resine termoindurenti, per le loro caratteristiche, si rimanda al capitolo relativo al CFRP.

Le fibre, precedentemente descritte, vengono immerse 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 delle 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.

Capitolo 2

CFRP

I CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) sono materiali compositi costituiti da una matrice polimerica ed un rinforzo in fibra di carbonio. Il rinforzo conferisce al CFRP resistenza e rigidità mentre la matrice, di solito resina epossidica, lega le fibre tra loro.

2.1 Fibre di carbonio

Le fibre di carbonio, introdotte sul mercato negli anni '60, sono prodotte per modificazione di fibre organiche (rayon, acriliche, ecc.) o dalla distillazione del petrolio o del catrame.

La scoperta delle fibre di carbonio risale al 1879 da Thomas Edison e introdotte commercialmente solo dal 1960 grazie ad un processo messo a punto da William Watt per la Royal Aircraft nel Regno Unito. I primi materiali compositi avanzati sono stati sviluppati proprio grazie all'introduzione delle fibre di carbonio, insieme alle fibre di vetro, che hanno permesso successivamente di sviluppare materiali avanzati per impiego militare e in seguito anche per prodotti dell'industria automobilistica e aerospaziale.

La maggioranza delle fibre di carbonio sono realizzate dal precursore PAN (Poliacrilonitrile), o anche conosciuto come Creslan 61. Il PAN, che si presenta di colore bianco, è una resina polimerica semicristallina sintetica. Dispone di una densità di circa 1.17 g/cm^3 e una struttura molecolare costituita da una lunga catena orientata di molecole.

Un altro tipo di precursore è rappresentato dalla pece. La pece è un composto di idrocarburi aromatici e può essere formato dal petrolio, catrame, asfalto o PVC. La selezione in partenza del materiale grezzo è importante per le proprietà finali della fibra. Le peci devono passare attraverso un pre-trattamento ottenendo una determinata viscosità

e peso molecolare. Attraverso questo processo la pece sarà caratterizzata da mesofase³, che garantisce come risultato una fibra di carbonio con alta resistenza e alto modulo.

2.1.1 Processi di formazione

I processi per la formazione delle fibre di carbonio consistono in una sequenza base di avvogimento, stabilizzazione, carbonizzazione e dimensionamento per facilitare la manipolazione.

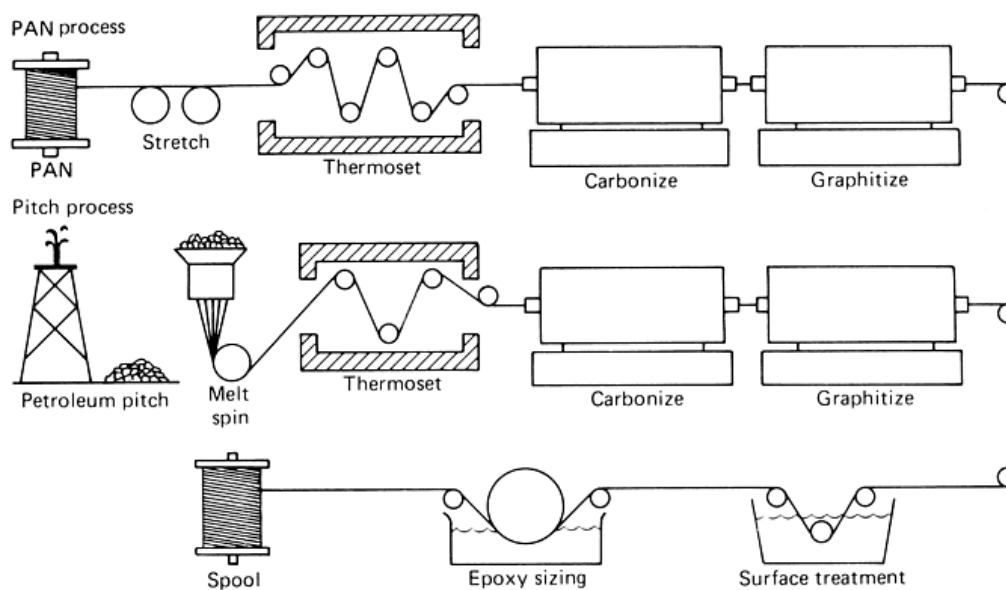


Figura 7 – Processo di formazione delle fibre

La stabilizzazione prevede lo stiramento e il riscaldamento delle fibre del PAN alla temperatura di 200 o 300°C in un contenitore atmosferico di ossigeno (oxygen-containing atmosphere) per orientare e reticolizzare le molecole, in modo tale da resistere alle più alte temperature di pirolisi senza decomporsi.

³ Mesofase, formazione di cristalli liquidi aventi un ordine molecolare intermedio tra quello dei cristalli e quello di un liquido.

Lo stiramento, dopo l'avvolgimento del PAN, e *la stabilizzazione* aiutano lo sviluppo di strutture molecolari altamente orientate che permettono di conferire alla fibre un alto modulo di resistenza a trazione.

La carbonizzazione della fibra in genere prevede la pirolisi a temperature che vanno dai 1000 ai 1500°C in atmosfera inerte, e consente lo sviluppo della struttura grafite. Per alcune fibre ad alto modulo di resistenza è previsto un trattamento termico addizionale. Durante la carbonizzazione le fibre si restringono in diametro e perdono approssimativamente il 50% del loro peso. Questo processo aiuta a sviluppare un ulteriore orientamento molecolare.

Dopo la carbonizzazione, le fibre passano attraverso un trattamento superficiale di pulizia e un ulteriore processo che incrementa la forza legante con la matrice. Molti produttori utilizzano un processo di ossidazione elettrolitica che crea gruppi carbossilici, carbonilici e idrossidi sulla superficie delle fibre per una maggiore adesione.

Un dimensionamento viene infine eseguito per minimizzare i danni durante l'avvolgimento su di un rocchetto e migliorare l'incollaggio con la matrice resina. La fibra viene quindi avvolta.

Altri precursori impiegati sono il Rayon la quale viene processato allo stesso modo del PAN come in figura, con l'unica differenza riguardo i parametri di processo utilizzati.

2.1.2 Proprietà e caratteristiche

Le fibre di carbonio sono cinque volte più resistenti dell'acciaio 1020 e cinque volte più leggere. In confronto all'alluminio 6061, sono sette volte più resistenti, due volte più rigide e ancora 1.5 volte più leggere. Le proprietà a fatica di questa tipologia di materiali sono superiori rispetto a quelle di tutti i metalli conosciuti, e, quando accoppiati con delle resine appropriate, risulteranno essere più resistenti alla corrosione. Le fibre di carbonio derivate da pece presentano conducibilità termica tre volte maggiore del rame.

Fibre formate dal PAN esibiscono una più alta resistenza a trazione e a compressione, mentre per le fibre di carbonio generate da pece è associata una più alta deformazione a rottura e modulo più basso. Possono avere modulo a resistenza standard, intermedio, o alto. La differenza sta nella combinazione dei processi di stiramento meccanico, trattamento termico, e/o spinning del precursore.

Un altro genere di distinzione viene fatto tra fibre di carbonio per applicazioni aerospaziali e fibre di carbonio commerciali. La struttura chimica del PAN tra le due è simile ma con leggere differenze relative ai processi di produzione.

Inoltre, le fibre di carbonio non si fondono con il calore; questo permette loro di essere impiegate in applicazioni ad alte temperature come gli ugelli dei razzi o freni per aeromobili.

Essendo un materiale inorganico, le fibre di carbonio non sono affette da umidità, agenti atmosferici, solventi, basi, e acidi deboli a temperatura ambientale. Però, ad elevate temperature l'ossidazione può diventare un problema. Per fibre a base di PAN a basso modulo e fibre a base di pece, la soglia per l'ossidazione va dai 350°C o 450°C. Le impurità presenti nelle fibre tendono a catalizzare l'ossidazione alle basse temperature, dunque, per fibre a più alta purezza la resistenza all'ossidazione tende a migliorare.

2.1.3 Struttura delle fibre

A seconda della materia prima utilizzata per la sua produzione, la fibra di carbonio può essere turbostratica o grafitica, ovvero possedere una struttura ibrida in cui sono presenti sia parti turbostratiche che grafitiche. Nella fibra di carbonio turbostratica, cioè con struttura cristallina formata da piani ciascuno deviato lateralmente rispetto all'altro, i fogli di atomi di carbonio sono uniti in modo casuale o ripiegati insieme. Le fibre di carbonio ottenute dal PAN sono turbostratiche, mentre le fibre di carbonio derivate dalla mesofase pece sono grafitiche dopo riscaldamento a temperature superiori a 2200 °C. Le fibre di carbonio turbostratiche tendono ad avere maggior carico di rottura, mentre le fibre derivate dalla pece sottoposte a trattamento termico possiedono elevata elasticità (modulo di Young) ed elevata conducibilità termica.

2.1.4 Tipiche applicazioni

L'impiego delle fibre di carbonio sta crescendo in una moltitudine di applicazioni , incluso l'aerospazio, articoli sportivi, e una varietà di applicazioni commerciali e industriali.

Una delle necessità primarie nell'industria aerospaziale è la riduzione dei pesi in volo. La rapida crescita delle industrie di fibre di carbonio è stata trainata principalmente dal desiderio di realizzare velivoli ad alte prestazioni. Oggi, la fibra di carbonio viene adottata per strutture primarie e secondarie del velivolo. Queste applicazioni utilizzano la fibra di carbonio per la sua alta resistenza e rigidità specifica.

I satelliti incorporano fibre di carbonio a base di pece, quindi a modulo elevato, in parte per i rapporti di rigidità-peso e in parte per il loro coefficiente assiale negativo di dilatazione termica.

La leggerezza di tali materiali è sfruttata anche in ambito sportivo, dove il minor peso dell'attrezzatura sportiva permette di aumentare la resistenza degli atleti; in particolare tali materiali sono utilizzati nella costruzione di: auto da corsa, biciclette, canoe, sci nautici, canne da pesca, tiro con l'arco, caschi di protezione, rivestimenti aeromobili, e altro ancora.

2.2 Matrici termoindurenti

Nei compositi a fibre continue, le matrici polimeriche più utilizzate sono quelle a base di resine termoindurenti. Quelle principali impiegate nel settore dei compositi sono le resine poliestere, fenoliche, epossidiche e poliammidiche.

Tali resine sono caratterizzate da una bassa viscosità a temperatura ambiente che facilita l'impregnazione delle fibre. Una volta polimerizzate, offrono anche una buona resistenza agli agenti chimici. I limiti tecnologici nell'impiego di questi materiali sono dovuti alla

necessità di condurre una reazione chimica durante il processo di produzione del composito, in condizioni, quindi, difficilmente controllabili.

In applicazioni aeronautiche, aerospaziali e automotive, cioè dove si necessita di prestazioni elevate, si utilizzano principalmente le resine epossidiche.

Esse 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. Le resine epossidiche sono costose e, quindi, utilizzate per lo più con fibre di carbonio e aramidiche. I principali svantaggi relativi alla resina epossidica riguardano: la viscosità relativamente alta, che rende difficoltosa l'annegamento delle fibre nella matrice; bassa temperatura critica; costi elevati.

Nella tabella riportata di seguito vengono mostrate le caratteristiche delle resine epossidiche:

PROPRIETA' DELLE RESINE EPOSSIDICHE	VALORI
Densità [g/cm³]	1,1 - 1,4
Modulo a trazione E [GPa]	2,3 - 3,9
Resistenza a trazione σ trazione [MPa]	28 - 91
Resistenza a flessione σ flessione [MPa]	106 - 129
Resistenza a compressione σ compressione [MPa]	100 - 175
Temperatura transizione vetrosa [°C]	120
Coefficiente di Poisson	0,20 - 0,34
Resilienza [J]	0,2 - 0,3
Durezza [Rockwell M]	100 - 112
Assorbimento H₂O [%]	0,08 - 0,15

Tabella 1- Proprietà delle resine epossidiche

Capitolo 3

Materiale

La lastra di materiale composito, dalla quale sono stati ottenuti i provini, è stata realizzata tramite un processo di hand lay-up mediante l'utilizzo di preimpregnati unidirezionali.

Di seguito vengono riportate le fasi principali della produzione:

- Il rotolo di prepreg viene conservato in freezer ad una temperatura di circa -20°C , questo per rallentare la polimerizzazione della resina. Prima di poter utilizzare il preimpregnato è necessario tenerlo a temperatura ambiente per circa 8 ore, così da evitare infiltrazioni di umidità;
- È stata realizzata una sequenza di laminazione cross-ply, simmetrica e bilanciata. In tab.xx si riporta la sequenza predefinita:

Lamina number	Orientation	Notation
1	90°	$[(90/0_2/90)_2/\bar{0}]_S$
2	0°	
3	0°	
4	90°	
5	90°	
6	0°	
7	0°	
8	90°	
9	0°	
Ripetute simmetricamente		

Tabella 2 – Sequenza di laminazione

Sono state, quindi, tagliate nove lamine per gli strati a 0° e otto per quelli a 90° fig. 8;

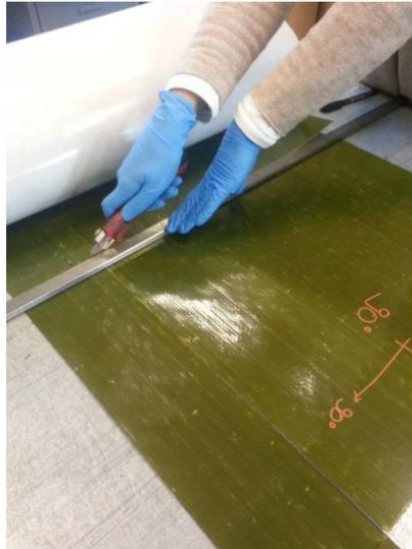


Figura 8 – Operazione di taglio del pre impregnato

- Sullo stampo di alluminio (Fig.9) vengono fissate, con delle viti, quattro barre che definiscono la dimensione voluta del laminato finale. Inoltre queste permettono di evitare un deflusso eccessivo della resina.
- Lo stampo viene pulito e sulla superficie vengono applicati diversi strati di agenti liquidi distaccanti, tali da non fare aderire la resina sullo stampo;

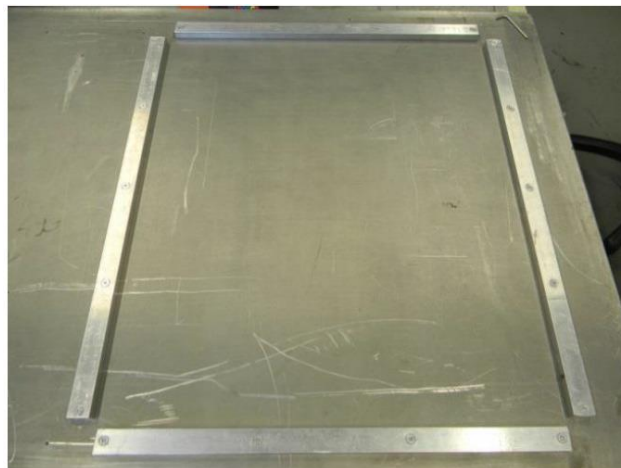


Figura 9 – Stampo di alluminio

- Prima di depositare le lamine, lo stampo viene rivestito da un film distaccante (Fig 10). Questo permette una facile rimozione dallo stampo al termine della lavorazione.

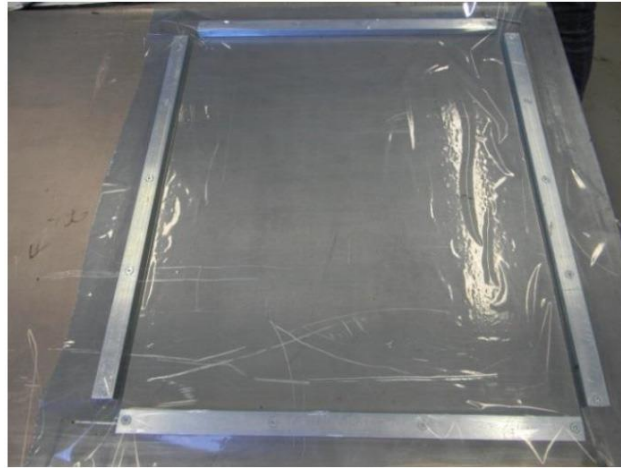


Figura 10 – Film distaccante

- Gli strati di preimpregnato vengono disposti sullo stampo tenendo in considerazione:
 - sequenza di layup, precedentemente definita;
 - spessore desiderato.

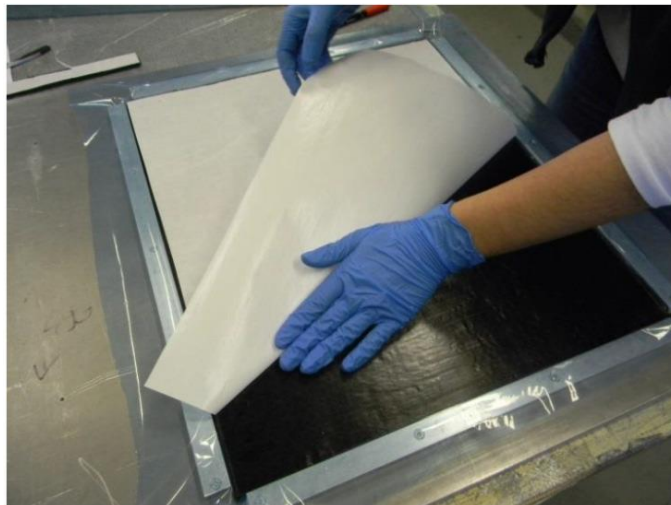


Figura 11 – deposito prepreg

- Si posiziona un controstampo (Fig.12), avvolto anch'esso da un film distaccante, per una facile rimozione a procedura terminata.



Figura 12 – Posizionamento controstampo

- Si avvolge il tutto con uno strato aeratore (Fig.13) che ha le seguenti funzioni:
 - bleeder → assorbe la resina in eccesso;
 - breather → indirizza i gas, che usciranno dal laminato, all'interno della pompa.

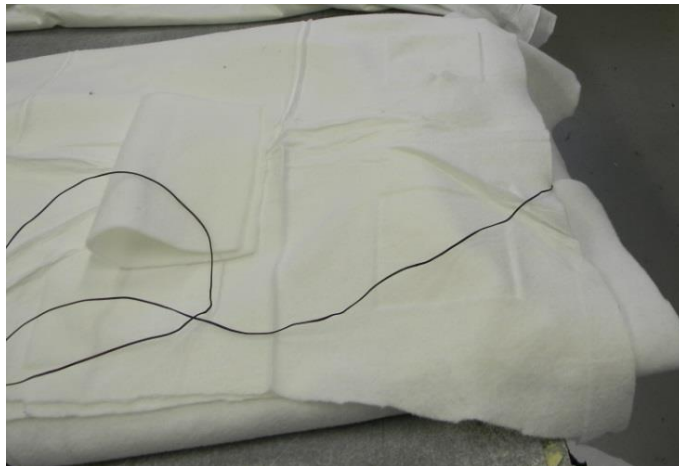


Figura 13 – Strato aeratore

- Tutta la struttura viene inserita all'interno di un apposito sacco di materiale plastico (fig.14). Le estremità del sacco vengono sigillate con un nastro sigillante;



Figura 14 – Sacco per il vuoto

- Per generare il vuoto all'interno del sacco, un tubo presente all'interno dell'autoclave, viene collegato ad un'apposita valvola (Fig.15);

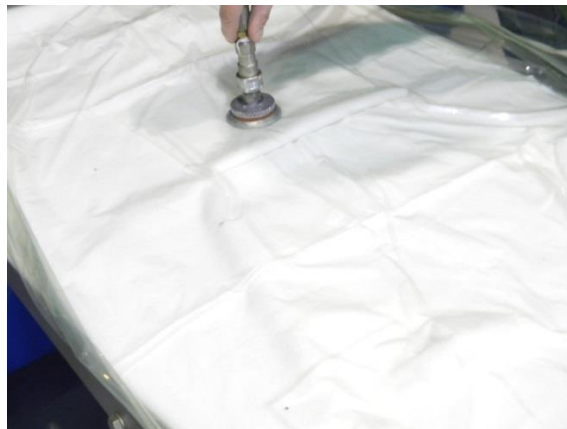


Figura 15 – Creazione del vuoto

- Per il monitoraggio della temperatura durante la cura in autoclave, è stata utilizzata una termocoppia all'interno di un laminato di prova, con stessa sequenza di laminazione del principale (Fig.16)



Figura 16 – Termocoppia all'interno del laminato di prova

- Il tutto viene inserito nell'autoclave, all'interno della quale vengono raggiunti i valori desiderati di temperatura e pressione per innescare la polimerizzazione della resina. Questi valori vengono impostati dalle indicazioni fornite dal produttore. Una generica procedura di cura prevede:
 - Incremento della temperatura fino a valori di circa 80-100°C, dando inizio alla polimerizzazione della resina che la rende viscosa;
 - Ulteriore incremento della temperatura (100-150°C). La resina gelifica (altissima viscosità), (Fig.17).

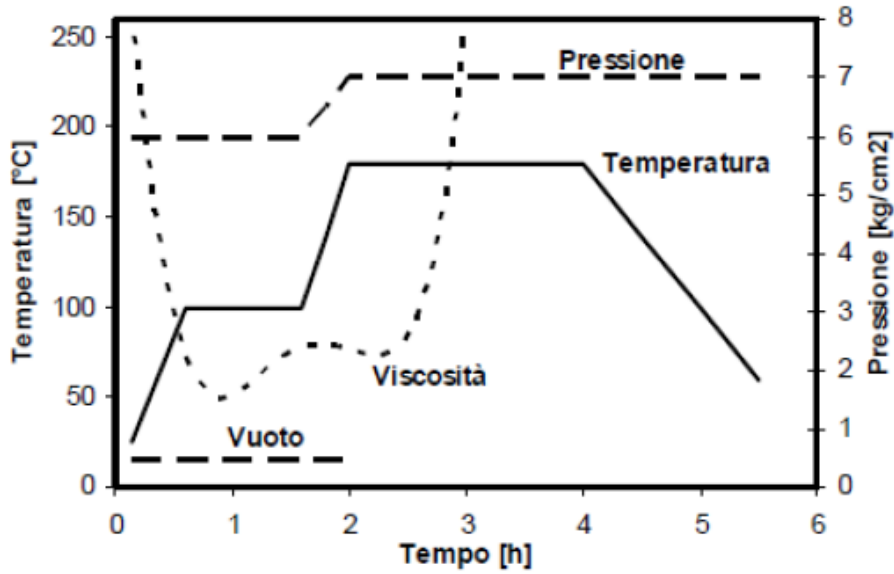


Figura 17 – Generico grafico di polimerizzazione

- Al termine della cura si lascia raffreddare la struttura all'interno dell'autoclave a pressione costante.
- La pressione viene quindi ripristinata e il laminato viene rimosso dall'autoclave. Si procede con la rimozione degli strati fino all'estrazione del laminato polimerizzato (Fig.18).

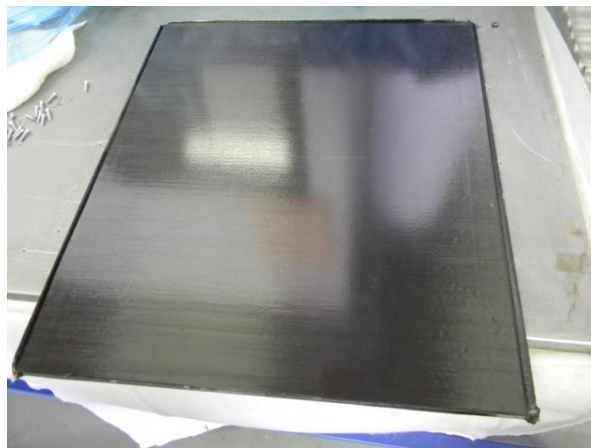


Figura 18 – Laminato polimerizzato

Capitolo 4

Problematica dell'impatto

I CFRP possono presentare al loro interno particolari difetti che possono alterare il loro comportamento meccanico. La crescita del difetto interno dipende da particolari condizioni, quali: condizioni di carico, sequenza di laminazione, proprietà dei costituenti e condizioni ambientali.

Danneggiamenti e degrado del materiale possono verificarsi durante la vita di esercizio della struttura, e le tipiche cause possono riguardare sbalzi di temperatura, carichi ciclici ed impatti.

Nella presente tesi viene descritta la campagna sperimentale realizzata per determinare la variazione della resistenza a compressione di un materiale composito CFRP sottoposto ad impatti a basse energie. Queste tipologie di danni vengono tecnicamente chiamate Barely Visible Impact Damages (BVID) e possono essere, ad esempio, causate da piccoli detriti sparati dalle ruote verso l'aereo durante il rullaggio o l'atterraggio. Sono danni apparentemente innocui ma che per effetto di carichi ciclici possono rappresentare una grossa minaccia durante l'intera operazione di volo.

Le conseguenze dell'impatto sul composito dipendono fortemente dallo spessore del corpo impattato, dalla sequenza di laminazione, dal materiale impiegato e dall'energia di impatto.

4.1 Classificazione degli impatti

L'impatto con un oggetto genera una propagazione di onde elastiche che si diffondono lungo tutta la struttura. Queste sono più o meno evidenti a seconda della velocità e del tipo di impatto.

- In base alla velocità dell'impulso sul laminato si classificano:
 - Impatti a bassa velocità (velocità inferiori a 10 m/s), vengono effettuati per mezzo della caduta di un grave;
 - Impatti a velocità intermedie (velocità comprese tra 10 m/s e 50 m/s);

- Impatti alta velocità (velocità fino a 100 m/s), possono essere effettuati con pistole a gas. Sono impatti istantanei e l'area di impatto è piccola.
- Impatti balistici (velocità fino a 500 m/s), vengono utilizzate pistole con polvere da sparo;
- Impatti a ipervelocità (velocità superiori ai 2 km/s), vengono eseguiti con l'utilizzo di pistole elettromagnetiche.
- Un altro approccio per l'analisi delle dinamiche di impatto si basa sull'energia e si divide in:
 - bassa energia, sono impatti che generano danni a bassa visibilità superficiale, ma formano delaminazioni interne e propagazione a cono al di sotto del punto di impatto
 - media energia, provocano una rottura delle fibre nella parte opposta al laminato e delaminazioni al di sotto del punto di impatto;
 - alta energia, provocano perforazioni e microdelaminazioni sul bordo dell'indentatura.
- Gli impatti si possono distinguere anche a seconda della zona di impatto:
 - Impatti normali, dove la direzione di impatto è ortogonale al piano centrale;
 - Impatti laterali Near edge, l'area di impatto è situata vicino al bordo del provino.
 - Impatti laterali On edge, impatto sul bordo del provino.

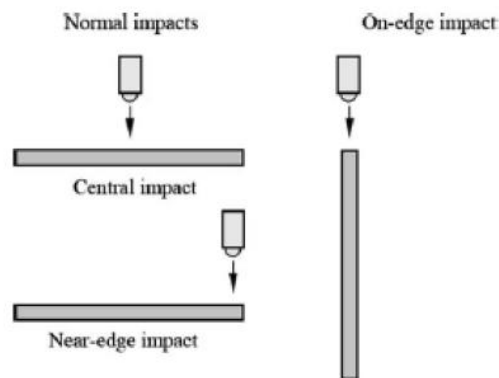


Figura 19 – Zone di impatto

Come vedremo in seguito, nella fase sperimentale della tesi, verranno effettuate prove di impatto sia centrali al provino che laterali near edge.

4.2 Tipologie di rotture

Il fenomeno dell'impatto può causare diverse tipologie di danno che a volte possono anche verificarsi allo stesso tempo e la loro identificazione può risultare molto complicata.

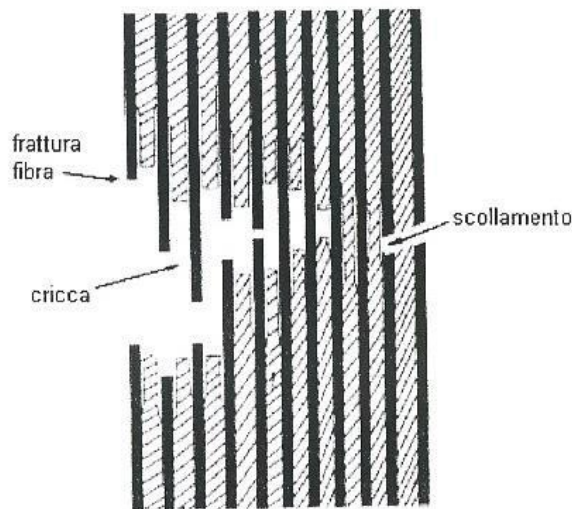


Figura 20 – Rotture locali di un laminato

Tra le principali rotture possibili troviamo:

Frattura della fibra

La frattura delle fibre, anche minima, può portare al collasso dell'intera struttura. Essendo di complicata rilevazione, questa tipologia di danno rappresenta ancora un fenomeno molto pericoloso e poco prevedibile. Nei compositi a fibre continue, le fibre assorbono quasi tutto il carico quindi la loro frattura può influenzare negativamente la resistenza del materiale. Le principali cause del danneggiamento della fibra possono riguardare: impatti trasversali alla direzione del carico, che generano appunto fibre

fratturate in corrispondenza della zona di impatto; carichi di compressione che inducono fenomeni locali di instabilità (microbuckling);

Delaminazione

Nei compositi laminati, continui sforzi ciclici, impatti e altre condizioni di stress possono causare la separazione degli strati adiacenti che di conseguenza portano ad una “smagliatura” delle lamine. In particolare anche piccole aree delaminate, possono ridurre la resistenza a compressione del materiale fino al 50%. Questa tipologia di danno riduce la stabilità delle fibre sotto carico generando il fenomeno di instabilità elastica (buckling);

Frattura della matrice

Questo tipo di frattura può propagarsi attraverso gli strati del laminato oppure muovendosi parallelamente alle fibre. L'effetto di questo fenomeno può avere come conseguenza la degradazione delle proprietà termomeccaniche del laminato. Inoltre, le microfratture possono indurre delaminazioni, rotture delle fibre e generare micro condutture per l'ingresso di liquidi.

Distacco delle fibre dalla matrice

In presenza di alte sollecitazioni tra fibra e matrice, si può verificare lo scollamento fra i due costituenti. Questo difetto non compromette in modo significativo le proprietà meccaniche del materiale ma un effetto negativo che può presentarsi a causa del distacco è l'ingresso di acqua nel materiale, che va ad influire sulla resistenza a compressione del composito e sulla trasmissione dei carichi.

4.3 Strumenti per l'impatto

Le principali attrezzature, impiegate per i test di impatto, sono:

- Drop Tower, utilizzata per l'esecuzione di impatti a bassa velocità e spesso usata per testare i materiali compositi;
- Apparato balistico, utilizzato per prove ad alta velocità, è costituito da un impattatore che viaggia con velocità tra i 400 e i 2000 m/s.

- Pendolo di Charpy, è la soluzione più economica e versatile della droptower, permette di eseguire molte prove di diversa tipologia. Questa attrezzatura è utilizzata per prove di tenacità su materiali metallici e plastici ma può essere sfruttata per l'esecuzione di impatti.

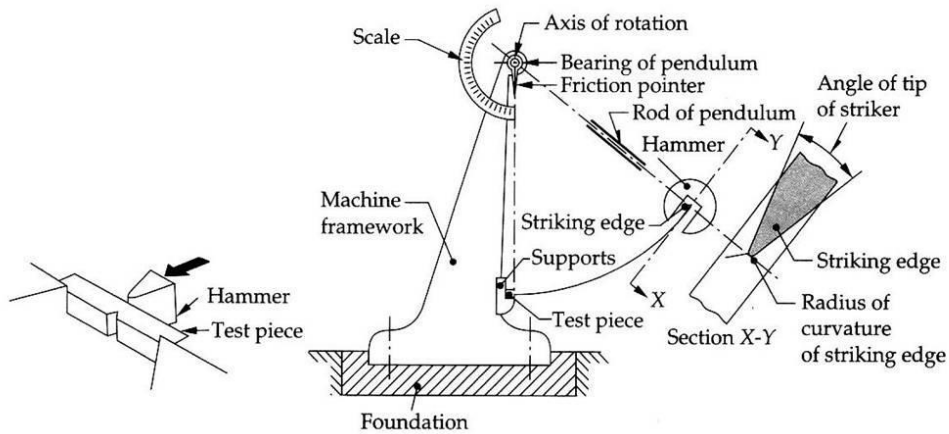


Figura 21- Schema descrittivo del pendolo di Charpy

Il pendolo di Charpy è costituita da una barra con un'estremità incernierata all'asse di rotazione, mentre sull'altra è agganciato un impattatore di massa nota. Per eseguire il test il braccio del pendolo viene sollevato fino ad un'altezza tale da definire l'energia di impatto desiderata, e viene poi lasciato cadere. Una volta che l'impattatore colpisce il provino, il pendolo rimbalza fino ad una particolare altezza. La differenza tra l'altezza iniziale e quella di rimbalzo determina l'energia assorbita dal provino.

Capitolo 5

Campagna sperimentale impatti

Come precedentemente accennato, lo scopo di questo elaborato consiste nella valutazione della resistenza residua a compressione di laminati carbon/epoxy (CFRP) sottoposti ad impatti a basse energie. Per comprendere meglio il motivo di quest'analisi potremmo pensare al comportamento di un materiale metallico sottoposto ad impatto: a basse energie di impulso il metallo presenta un comportamento elastico, mentre ad alte energie si avrà una deformazione di tipo plastico, che può lasciare un'indentazione sulla superficie impattata del provino.

Nei materiali compositi questo non sempre accade. Si possono generare danneggiamenti interni anche se la superficie esterna del provino risulta essere integra dopo un'ispezione visiva. Questo genere di danni è chiamato BVID (Barely Visible Impact Damages) e rappresenta, quindi, una situazione di elevata pericolosità poiché potrebbe causare collassi strutturali inaspettati.

Questa campagna sperimentale è costituita da tre fasi principali:

- Realizzazione dei campioni;
- Prove di impatto;
- Prove a compressione.

5.1 Realizzazione dei provini

I campioni di questa campagna sperimentale sono stati realizzati tagliando il laminato di carbon/epoxy di dimensioni 490x420 mm. Sono state ottenute specifiche dimensioni dei provini per un loro corretto posizionamento all'interno dell'attrezzatura CLC (Combined Loading Compression) durante le prove a compressione. La normativa presa come riferimento è la ASTM D6641/D6641 M-14 [12], nella quale sono indicate le dimensioni tipiche dei provini senza tab, per i test di caratterizzazione del materiale. La normativa prevede per il campione:

- lunghezza di 140 mm, tale da permettere il corretto posizionamento dei sensori di misura delle deformazioni nella zona di gage (zona centrale del provino).

- larghezza che va da 13 mm ad un massimo di 30mm, questo perché l'attrezzatura CLC presenta al suo interno un riporto di carburo di tungsteno che migliora la presa tra acciaio e campione in composito. Dimensioni maggiori porterebbero parti del provino ad interferire con le viti dell'attrezzatura e ad avere porzioni di superfici non in contatto con il riporto, generando una distribuzione di carico non uniforme.
- per quanto riguarda lo spessore del provino, non è prevista alcuna restrizione, che comunque deve essere tale da precludere fenomeni di buckling. Inoltre lo spessore deve essere adeguato in modo da dividere equamente carichi di punta e carichi di taglio, questo per evitare una concentrazione degli sforzi.

Le dimensioni di ogni provino per questa campagna sono:

- 140 mm di lunghezza;
- 22 mm di larghezza;
- 5,5 mm di spessore

Presso l'hangar della scuola di Ingegneria e Architettura con sede a Forlì sono stati utilizzati i macchinari mostrati in figura, necessari per ottenere i provini con dimensioni predefinite.



Figura 22 – Definizione della larghezza dei provini con la Husqvarna TS 73 R

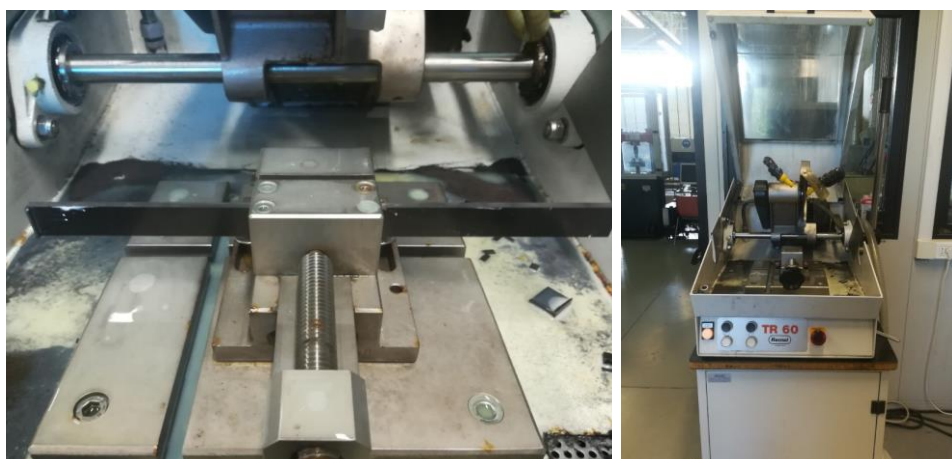


Figura 23 – Definizione della lunghezza dei provini con la Remet TR 60

Le norme di sicurezza prevedono, inoltre, l'utilizzo di accessori per la prevenzione di incidenti sul luogo di lavoro (Fig.24) quali:

- Mascherina, per polveri e fumi;
- Guanti da lavoro;
- Occhiali protettivi.



Figura 24 – Accessori di sicurezza

Come si può notare dalla fig.27 sono stati ottenuti 42 provini di cui 25 sono stati selezionati per la realizzazione delle prove di impatto e di compressione.



Figura 25 – Provini tagliati nelle appropriate dimensioni

In particolare i 25 provini sono stati equamente suddivisi in 5 lotti. Per ogni lotto è stata assegnata una determinata energia e posizione di impatto tab.3

Lotto	Energia di impatto	Zona di impatto
A	No impact	No impact
B	9J	Near edge
C	11J	Near edge
D	9J	Central
E	11J	Central

Tabella 3 – Energia e zona di impatto assegnate ai provini

Le misure dei provini in lunghezza e larghezza sono state prese tramite un calibro a corsoio (Fig.29), mentre le misure degli spessori sono state rilevate mediante l'impiego di un micrometro (Fig.28).

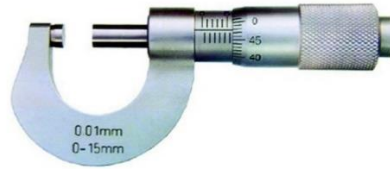


Figura 26 – Micrometro



Figura 27 – Calibro a corsoio

La normativa ASTM D6641/D6641 M-14, prevede, inoltre, la corretta rettifica dei campioni affinché, le superfici di estremità dei provini risultino perpendicolari al piano di riscontro nell'attrezzatura CLC.



Figura 28 – Rettifica del provino

Di seguito sono riportate le tabelle relative alle medie delle misure effettuate (per ogni famiglia) dei provini:

Lotto	Lunghezza media	Larghezza media	Spessore medio	Sezione media	Peso medio
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm ²]	[g]
A	139.90	21.78	5.44	118.53	24.56
B	139.80	21.30	5.48	116.81	24.04
C	139.90	21.50	5.43	116.70	24.10
D	140.00	21.20	5.46	115.71	24.06
E	139.99	21.30	5.47	116.43	24.12

Tabella 4 - misure medie dei gruppi di provini

5.2 Prove di impatti

Le prove di impatto sui CFRP sono state effettuate mediante il test di Charpy: è un test standard (ASTM E23- Standard Test Methods for Notched Bar Impact Testing of Metallic Materials) [19] che determina l'energia assorbita dal materiale durante la rottura.

In particolare il pendolo impiegato in questa campagna è un pendolo modificato rispetto a quelli universali (Fig.31), cioè è stato progettato in modo da poter effettuare diverse prove su diverse tipologie di provini.



Figura 29 – Pendolo della scuola di Ingegneria e architettura con sede di Forlì

È un pendolo con struttura ad L alto 1 m con una barra di ferro incernierata nel mezzo insieme ad un cuscinetto, che permette alla barra di ruotare attorno ad esso. La barra è incernierata al centro al fine di evitare dei contributi di energia all'impatto dovuti al peso della barra. In questo modo l'energia all'impatto dipende solamente dal peso dell'impattatore e dall'altezza di rilascio del peso stesso. Alla fine della barra è presente un impattatore cilindrico con un'estremità emisferica di 7 mm di diametro.

Il provino viene mantenuto in posizione attraverso l'impiego di un afferraggio, opportunamente modificato per alloggiare differenti tipologie di provini.

Per il corretto svolgimento della prova è stato necessario impostare l'attrezzatura, messa a disposizione dai laboratori hangar della Scuola di Ingegneria e Architettura di Forlì:

- Per prima cosa si è posizionato l'afferraggio, utilizzando i fori presenti sulla piastra d'appoggio, e si è bloccata la struttura serrando le viti.
- La fase successiva è stata quella di verificare che il basamento fosse in piano, utilizzando una livella a bolla. L'inclinazione del supporto può essere corretta attraverso quattro viti di regolazione posti sotto il basamento.

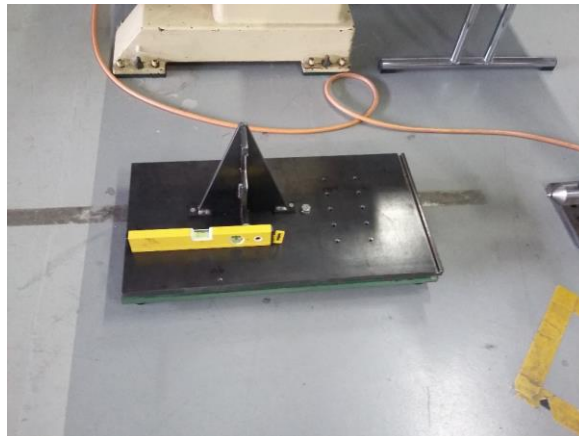


Figura 30 – Messa in piano del basamento

- È stato, poi, posizionato il pendolo. Si svitano i 4 bulloni presenti alla base della struttura e si regola il pendolo fino al raggiungimento della posizione corretta, che garantisca, in fase di contatto, la perpendicolarità tra l'impattatore e il provino installato sull'afferraggio. Questo è stato necessario per avere un impatto normale al piano medio del provino, ed equiparabile agli impatti realizzati con la drop tower;

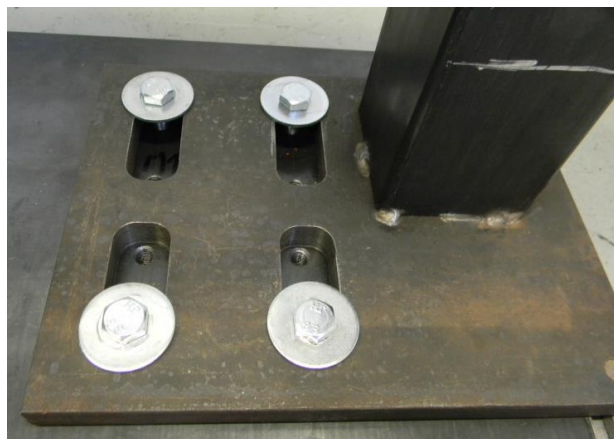
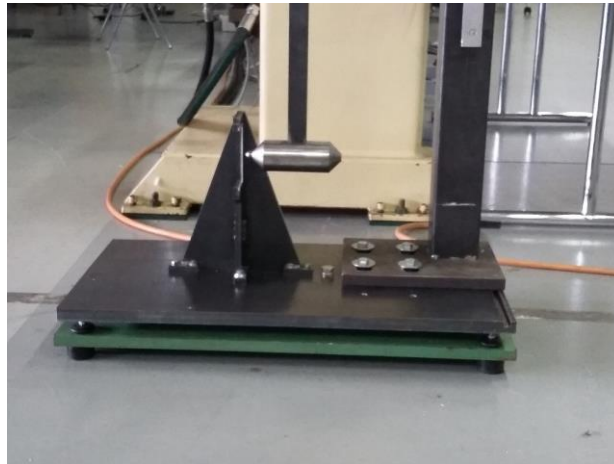


Figura 31 – Posizionamento della struttura ad L

- È stato, poi, utilizzato un potenziometro per la lettura dell'angolazione della barra. Questo è stato avvitato tra l'asta e la cerniera, in modo tale da seguire la rotazione del braccio del pendolo.



Figura 32 – Montaggio del potenziometro

- Impostata la struttura, si passa al montaggio del provino sull'afferraggio: il serraggio avviene grazie ad una struttura a “C” in alluminio (Fig.36-37), bloccata 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.

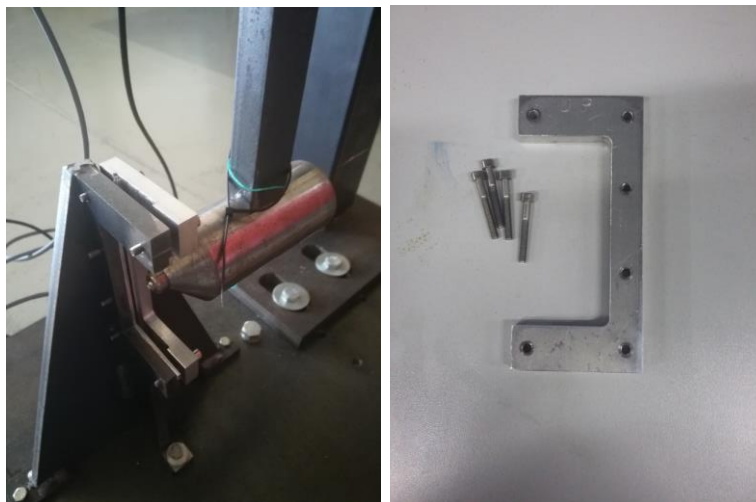


Figura 33 – Struttura a C dell'afferraggio

Sono state identificate due posizioni, una per eseguire impatti centrali e un'altra per impatti near-edge in cui la punta dell'impattatore colpisce il campione a 2 mm dal bordo. Per cambiare la posizione dell'impatto nelle varie prove è stato necessario regolare, di volta in volta, la posizione trasversale del pendolo.

Si passa quindi alla realizzazione degli impatti. Per ogni prova viene sollevata l'asta fino ad un angolo che definisce l'energia desiderata. Per un corretto rilascio del peso, l'asta viene fissata, con una fascetta di serraggio, ad una barra di metallo supplementare.

Pochi istanti prima del rilascio del peso è necessario avviare il software per la registrazione dei dati. Con delle tronchesine viene tagliata la fascetta con conseguente rilascio dell'asta. Il campione subisce quindi l'impatto e dopo il raggiungimento del massimo angolo di rimbalzo, l'impattatore viene manualmente arrestato per evitare un'ulteriore impatto sul provino.

L'energia verrà calcolata a partire da una lettura degli angoli della barra tramite l'uso del potenziometro, acquisito mediante un VI realizzato con LabView. È stato quindi possibile correlare il livello di energia all'angolo della barra mediante l'uso di formule trigonometriche:

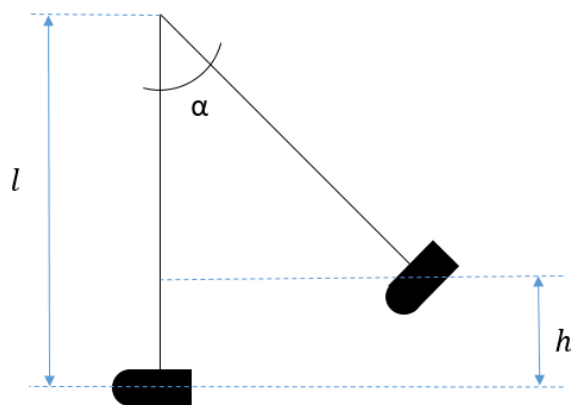


Figura 34 – Altezza h definita dall'angolo di barra iniziale

$$(4.1) \quad E = mgh$$

dove E rappresenta l'energia, m è la massa dell'impattatore, g l'accelerazione gravitazionale e h l'altezza di rilascio del peso necessaria per ottenere l'energia voluta.

L'unica incognita presente è l'altezza h e per calcolarla è possibile fare uso della trigonometria: conoscendo la distanza l del centro di gravità dell'impattatore dal centro della cerniera, calcoliamo

$$(4.2) \quad \overline{AB} = l \cos \alpha$$

dove α è l'angolo della barra dalla sua posizione iniziale.

È facile notare come h sia pari a,

$$(4.3) \quad h = l - l \cos \alpha$$

Quindi, sostituendo nella (6.1)

$$(4.4) \quad E = mg(l - l \cos \alpha)$$

Variando quindi opportunamente l'angolo α della barra è possibile rilevare l'energia con il quale il provino verrà impattato.

L'energia assorbita dal provino è data dalla seguente differenza:

$$(4.5) \quad E_{\text{abs}} = E_{\text{in}} - E_{\text{res}}$$

dove

$$(4.6) \quad E_{\text{in}} = mg(l - l \cos \alpha_{\text{in}})$$

è l'energia calcolata a partire dall' angolo di posizione iniziale prima del rilascio del peso, mentre

$$(4.7) \quad E_{\text{res}} = mg(l - l \cos \alpha_{\text{rimb}})$$

è l'energia calcolata, post impatto, nel momento in cui la barra giunge al punto di massimo rimbalzo con un angolo α_{rimbalzo} .

5.3 Elaborazione dati impatti

Il sistema configurato per l'elaborazione dei dati è costituito da:

- Pendolo di Charpy;
- Potenzimetro, collegato al centro di rotazione dell'asta del pendolo (Fig.39)



Figura 35 – Potenzimetro per la lettura degli angoli

- Blocco connettore NI BNC-2120 [-], schermato con connettori ad etichetta segnale BNC. È possibile utilizzare questo blocco connettore con dispositivi di acquisizione dati (DAQ) I/O multifunzione della Serie X, M, E, S e dispositivi di output analogico. NI BNC-2120 semplifica il collegamento dei segnali analogici, di alcuni segnali digitali e di due collegamenti definiti dall'utente al dispositivo DAQ mantenendo l'integrità delle misure.

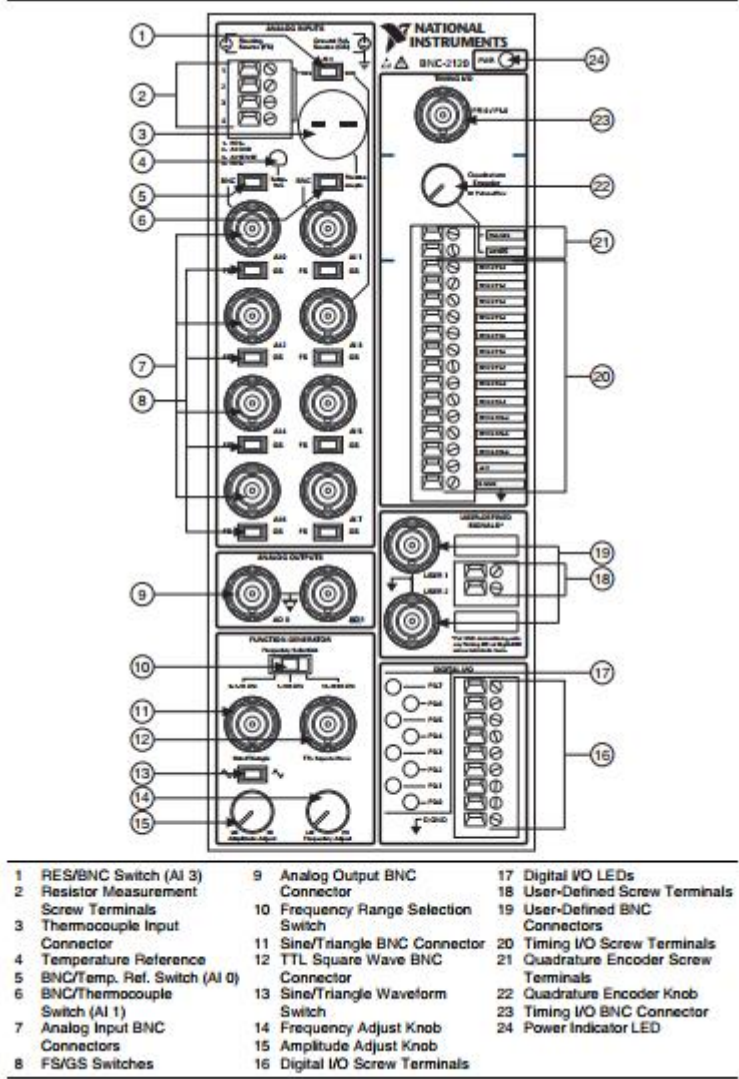


Figura 36 – Pannello frontale BNC-2120

- NI PCI-6036E in fig.40 è una scheda di acquisizione dati a 16-bit veloce e dotata di 16 input e 2 output analogici a. I 16 input analogici forniscono un campionamento fino a 200 kS/s.



Figura 37 - DAQ Card -6036E

- Software LabView 2016 NI, necessario per elaborare e registrare i segnali provenienti dalla scheda di acquisizione.

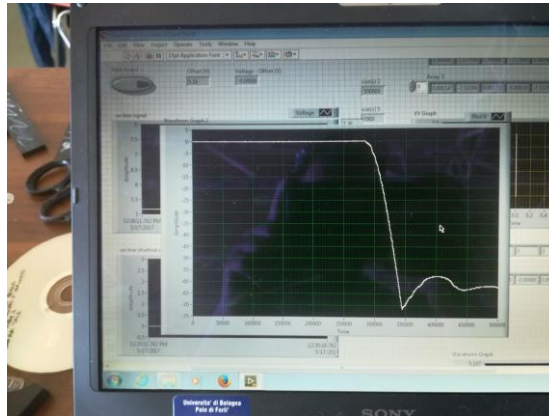


Figura 38- segnale di impatto

In fig. viene riportato uno schema riassuntivo della configurazione adottata per la prova di Charpy con relativi sottosistemi precedentemente elencati:

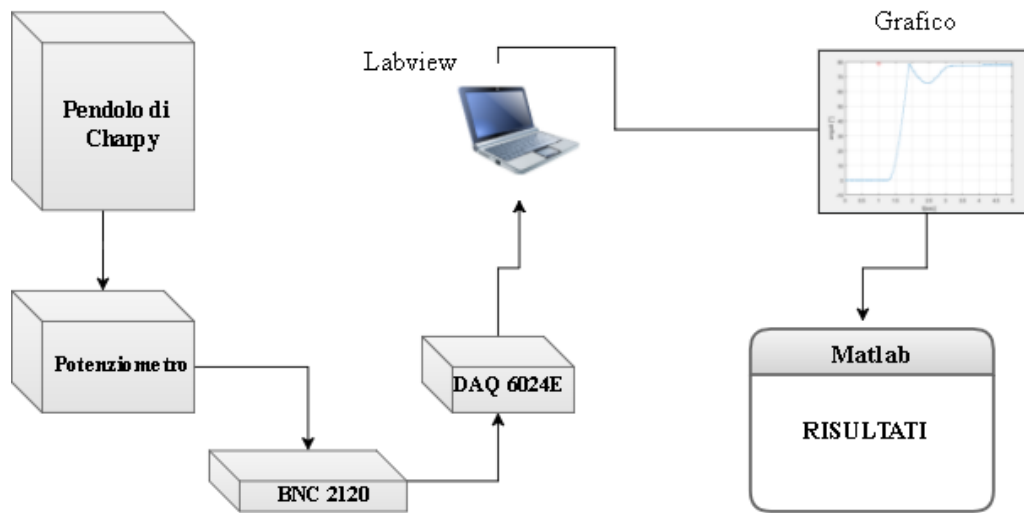


Figura 39 – Configurazione dei sistemi per la prova di Charpy

Nelle precedenti campagne sperimentali, mediante LabVIEW, è stato realizzato uno schema a blocchi (Fig. 40-42) che ha permesso, oltre che mostrare il segnale in arrivo, di salvare i dati in file di testo. Il software è stato programmato in modo da fornire il tempo di prova sull'asse delle x, e gli angoli giro dell'asta sull'asse delle y.

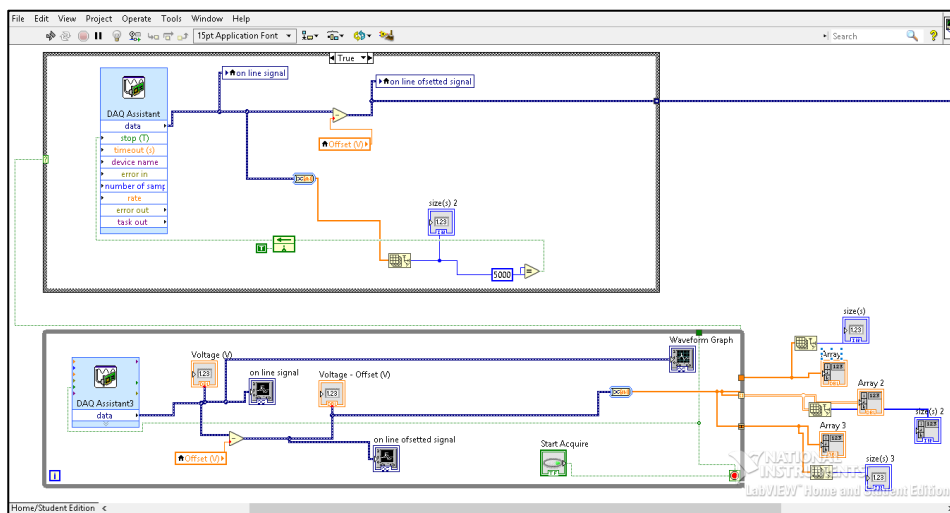


Figura 40 – Schema a blocchi LabVIEW 1

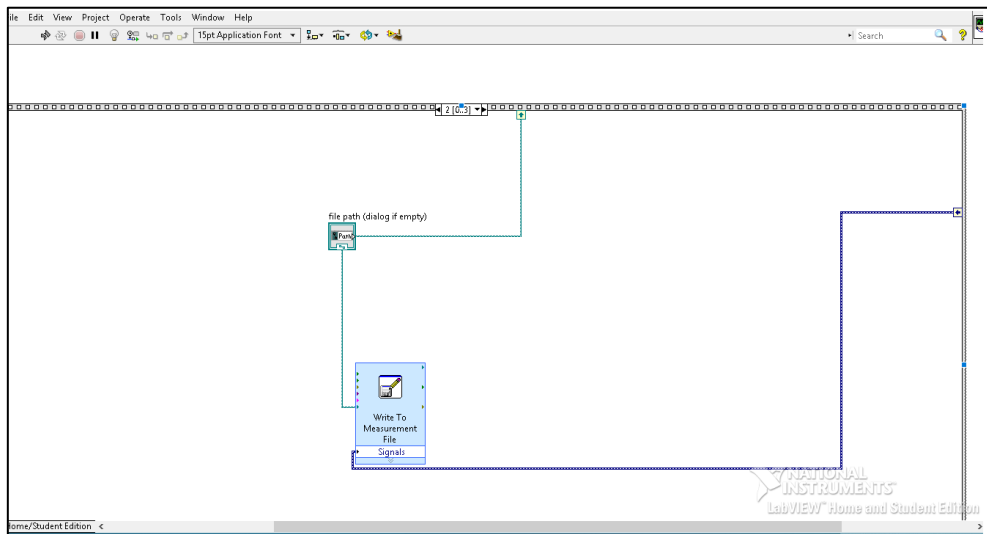


Figura 41 – Schema a blocchi LabView 2

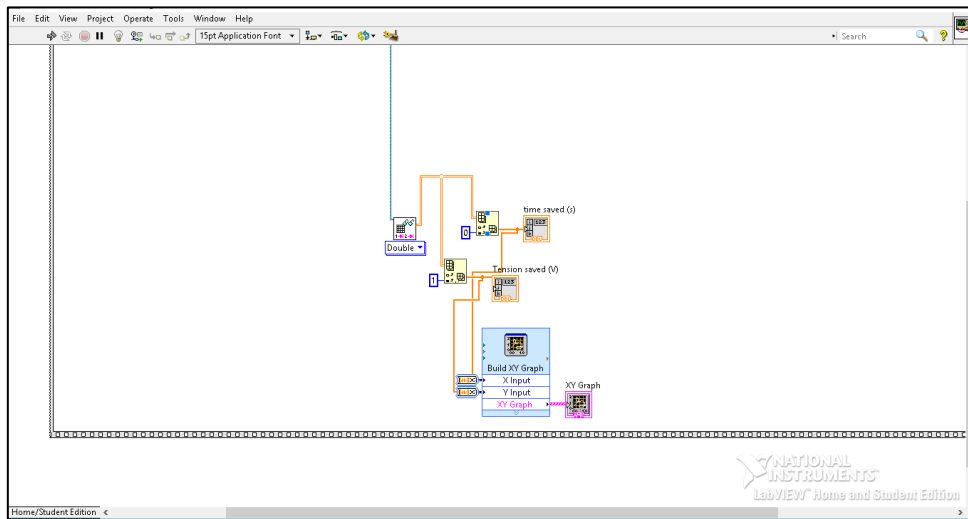


Figura 42 – Schema a blocchi LabView 3

Per l'elaborazione dei dati è stata impostata una frequenza di campionamento di 500kS e un tempo di acquisizione di 5 secondi. A titolo di esempio vengono riportati i grafici dei segnali, ottenuti dall'impatto di un provino per ogni lotto:

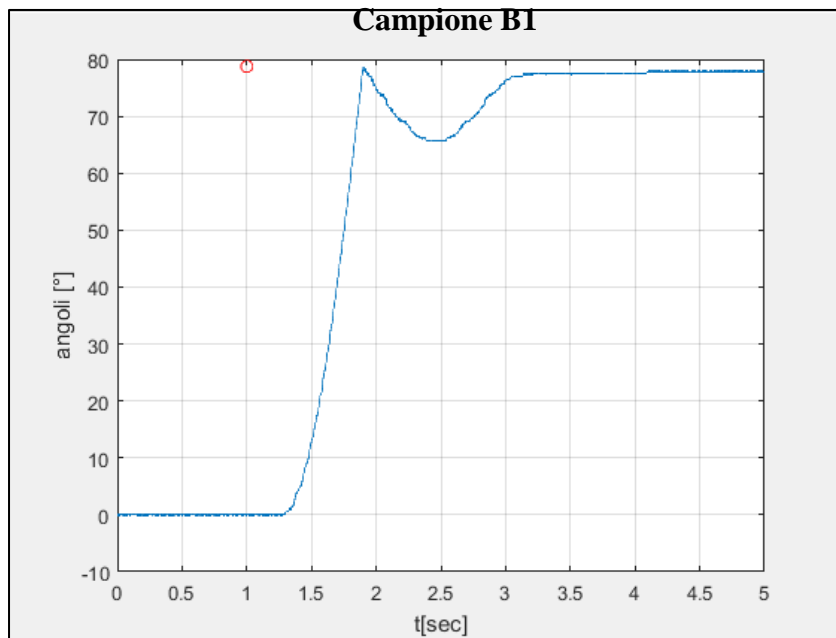


Figura 43- Segnale impatto laterale a 11J provino B1

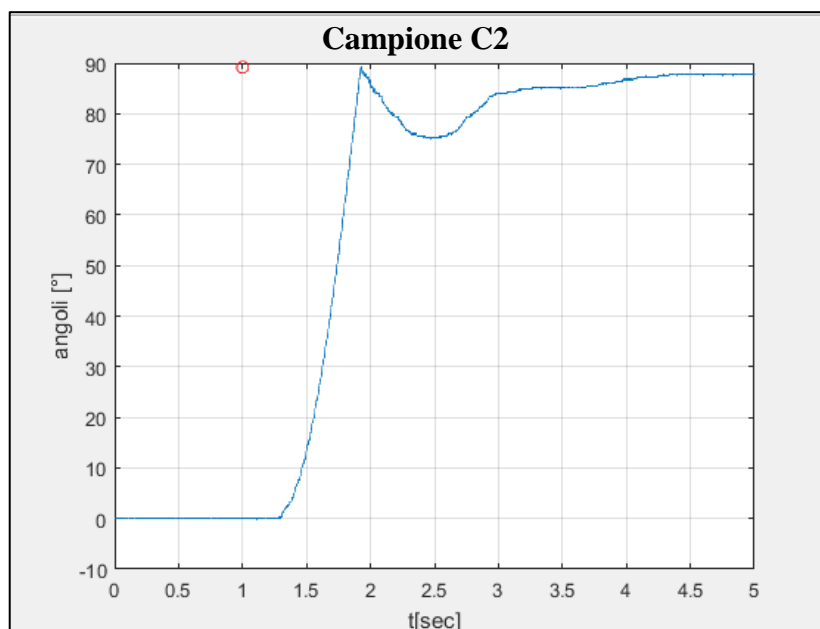


Figura 44 - Segnale impatto laterale 11J provino C2

Mentre per i lotti B e C i dati registrati nei file di testo partivano da un angolo di 0°, per i lotti D ed E i dati partono dall'angolo iniziale dell'asta, cioè l'angolo per cui si avrà l'energia desiderata. Questo spiega il ribaltamento della curva nei grafici sottostanti, che comunque non ha avuto alcuna influenza sui risultati ottenuti.

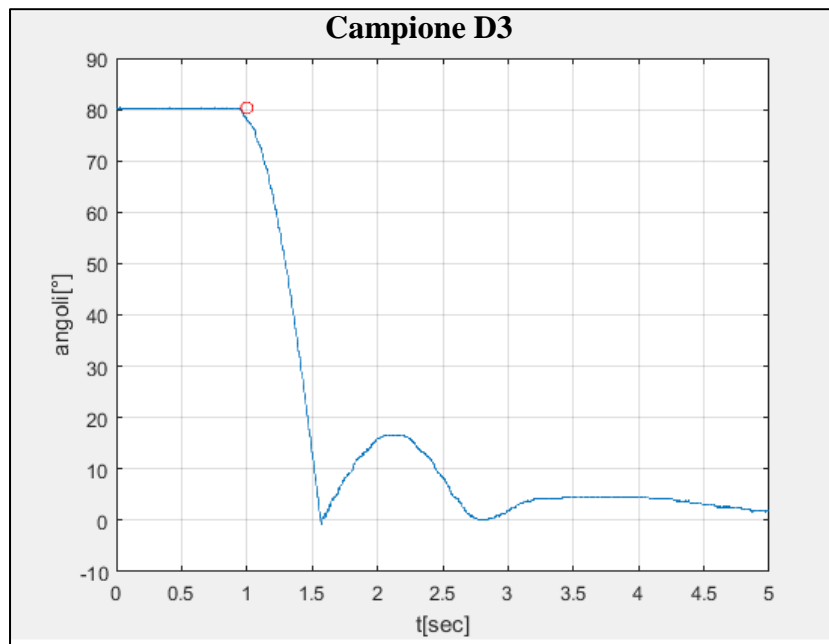


Figura 45 - Segnale impatto centrale 9J provino D3

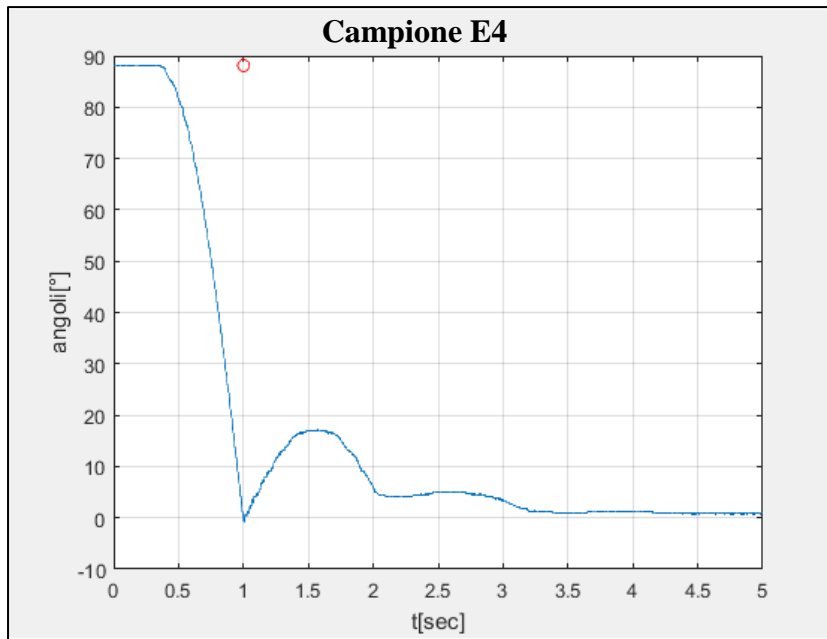


Figura 46 - Segnale impatto centrale 11J provino E4

Infine è stato realizzato uno script in Matlab che permettesse di calcolare in maniera agevole i seguenti parametri :

- α_{in} → angolo iniziale [°];
- α_{rimb} → angolo di rimbalzo [°];
- E_{eff} → energia effettiva di impatto [J], energia definita dall'angolo iniziale;
- E_{res} → energia residua [J], definita dall'angolo di rimbalzo;
- E_{abs} → energia assorbita dal materiale [J].

Di seguito vengono riportate le tabelle con i risultati ottenuti dalla campagna impatti:

Provino	$\alpha_{\text{iniziale}} [^\circ]$	$\alpha_{\text{rimbalzo}} [^\circ]$	$E_{\text{eff}} [J]$	$E_{\text{res}} [J]$	$E_{\text{abs}} [J]$
B1	78.76	13.17	9.12	0.30	8.82
B2	78.55	11.93	9.08	0.24	8.83
B3	77.93	12.63	8.96	0.27	8.68
B4	79.18	12.47	9.20	0.27	8.93
B5	78.13	12.64	9.00	0.27	8.72

Tabella 5 - Risultati lotto B con impatti laterali a 9J

Provino	$\alpha_{\text{iniziale}} [^\circ]$	$\alpha_{\text{rimbalzo}} [^\circ]$	$E_{\text{eff}} [J]$	$E_{\text{res}} [J]$	$E_{\text{abs}} [J]$
C1	89.94	14.97	11.31	0.38	10.93
C2	89.18	14.20	11.16	0.35	10.82
C3	89.94	14.97	11.31	0.41	10.90
C4	88.88	13.84	11.10	0.33	10.77
C5	89.08	14.75	11.14	0.37	10.77

Tabella 6 - Risultati lotto C con impatti laterali a 11J

Provino	$\alpha_{\text{iniziale}} [^\circ]$	$\alpha_{\text{rimbalzo}} [^\circ]$	$E_{\text{eff}} [J]$	$E_{\text{res}} [J]$	$E_{\text{abs}} [J]$
D1	80.51	16.74	9.46	0.48	8.98
D2	80.15	16.63	9.39	0.47	8.91
D3	80.34	16.69	9.42	0.48	8.95
D4	80.26	16.63	9.41	0.47	8.94
D5	79.88	16.58	9.34	0.47	8.86

Tabella 7 – Risultati lotto D con impatti centrali a 9J

Provino	$\alpha_{\text{iniziale}} [^\circ]$	$\alpha_{\text{rimbalzo}} [^\circ]$	$E_{\text{eff}} [J]$	$E_{\text{res}} [J]$	$E_{\text{abs}} [J]$
E1	88.17	17.33	10.96	0.51	10.45
E2	88.19	17.06	10.97	0.50	10.47
E3	88.16	17.23	10.96	0.51	10.45
E4	88.14	17.13	10.96	0.50	10.45
E5	90.04	17.05	11.33	0.50	10.84

Tabella 8 – Risultati lotto E con impatti centrali a 11J

In figura 47 e 48 vengono mostrati degli esempi di indentazioni generati dagli impatti sui provini:



Figure 47 – Indentazione impatto laterale



Figure 48 – Indentazione da impatto centrale

Capitolo 6

Campagna sperimentale prove a compressione

Questa fase sperimentale della tesi è stata effettuata presso il laboratorio di caratterizzazione termomeccanica dell'ENEA, unità SSPT-PROMAS-TEMAF, con sede a Faenza.

I test di compressione post impatto, anche denominati test CAI⁴, permettono di ottenere la resistenza residua a compressione di materiali compositi a matrice polimerica. L'attrezzatura impiegata per queste prove a compressione è il CLC⁵ (Fig.47) test fixture sviluppato dall'università del Wyoming; dal 2001 questa metodologia di prova è stata standardizzata negli Stati Uniti mediante la normativa ASTM D6641 (Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials using a Combined Loading Compression Test Fixture). Tale norma è stata presa come riferimento per l'esecuzione di questa campagna sperimentale.



Figura 49 – Attrezzatura CLC

⁴ CAI, Compression After Impact

⁵ CLC, Combined Loading Compression.

L'attrezzatura CLC è costituita da due coppie di blocchi di acciaio, che permettono di serrare il campione alle due estremità mediante l'uso di 8 bulloni (4 per l'estremità superiore e 4 per l'estremità inferiore). All'interno di ognuna delle due coppie di blocchi d'acciaio è presente un riporto di carburo di tungsteno (Fig.48) che migliora la presa tra acciaio e campione in composito. Una coppia di cuscinetti a ricircolo di sfere consente lo scorrimento dei due blocchi superiori verso quelli inferiori lungo le due barre di supporto (guida) anti-buckling

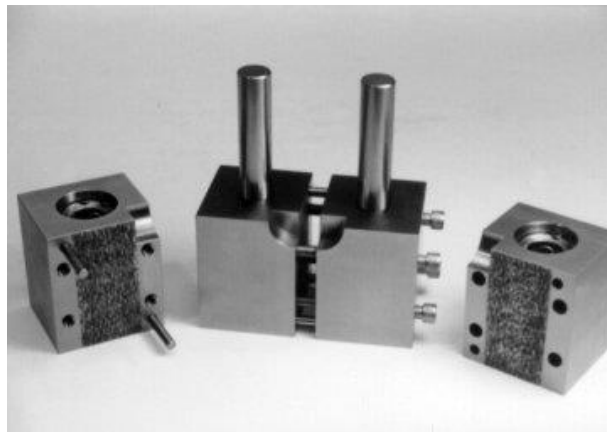


Figura 50 – Riporto di tungsteno interno all'attrezzatura

I provini che vengono sottoposti ai test sono di sezione rettangolare, le cui dimensioni tipiche sono: 140 mm di lunghezza e 13 mm di larghezza; come già detto precedentemente, non è prevista alcuna restrizione riguardante lo spessore del provino che comunque deve essere tale da precludere fenomeni di buckling. Questa geometria consente di avere una zona centrale del provino di dimensioni 13 mm x 13 mm da utilizzare per l'incollaggio degli strain gage che consentono la misura delle deformazioni.

L'attrezzatura CLC, che permette di sollecitare il campione con carichi combinati di estremità e di taglio, è a sua volta caricata a compressione tra due piattelli piani montati in una macchina di prova universale MTS.

Per quel che riguarda il serraggio dei bulloni è importante scegliere una coppia opportuna: una coppia troppo bassa può causare lo slittamento del campione durante la prova, mentre una troppo alta genera concentrazione di sforzi che possono determinare una rottura prematura del campione.

Per i laminati impiegati in questa campagna sperimentale si è utilizzata una coppia di serraggio pari a 7,85 Nm.



Figura 51 - Campione serrato nella fixture

6.1 Misura delle deformazioni

In ingegneria, la deformazione di una struttura rappresenta un qualsiasi cambiamento della configurazione geometrica del corpo che comporta una variazione della sua forma e dimensione a seguito di una sollecitazione.

La deformazione ϵ è definita come il rapporto tra la variazione in lunghezza del materiale e la lunghezza originale non influenzata. Può essere positiva, a causa dell'allungamento nelle prove a trazione, o negativa per contrazione nelle prove a compressione.

Quando il materiale viene compresso (o teso) lungo una direzione, la tendenza ad espandersi (o contrarsi) lungo le altre due direzioni, perpendicolari al carico, si chiama effetto Poisson. Questo effetto viene misurato mediante il coefficiente di Poisson ν definito come segue:

$$\nu = -\frac{\epsilon_{y_2} - \epsilon_{y_1}}{\epsilon_{x_2} - \epsilon_{x_1}}$$

dove

ε_{y_i} = deformazione trasversale del laminato

ε_{x_i} = deformazione assiale del laminato

Allo scopo di verificare e misurare le deformazioni strutturali di un materiale, si impiegano tecniche estensimetriche. Per ottenere tali misure vengono utilizzati gli estensimetri (detti anche strain gage o strain gauge) che si presentano con caratteristiche diverse a seconda del tipo di applicazione:

- Estensimetri elettrici a resistenza (a filo metallico o fotoincisi)
- Estensimetri a semiconduttore (elevata sensibilità)
- Estensimetri capacitivi (alte temperature)
- Estensimetri piezoelettrici
- Estensimetri fotoelastici

In questa campagna sperimentale sono stati utilizzati estensimetri elettrici a resistenza:

l'estensimetro in fig.x consiste in una griglia di metallo laminato incollata su un supporto di materiale polimerico.

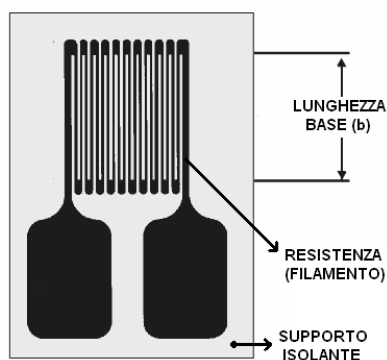


Figura 52 – Estensimetro a resistenza elettrica

Durante una prova sperimentale l'estensimetro viene incollato sulla superficie di un provino e, quando quest'ultimo viene sollecitato, le deformazioni prodotte vengono

trasmesse alla griglia provocando una variazione di resistenza elettrica. La deformazione, proporzionale alla resistenza elettrica, può essere misurata con estrema precisione dell'ordine di un micrometro/metro.

Dal punto di vista pratico quindi, sottoponendo a sollecitazione (trazione o compressione) un conduttore filiforme si osserva che la sua resistenza elettrica aumenta in maniera proporzionale alla forza esercitata.

Un parametro fondamentale degli strain gage, fornito dal produttore, è la sensibilità alla deformazione espressa come Gage Factor K.

K è definito mediante la seguente relazione:

$$K = \frac{\frac{\Delta R}{R}}{\frac{\Delta L}{L}}$$

dove

ΔR = variazione di resistenza dovuta alle deformazioni

R = resistenza in assenza di deformazioni

ΔL = variazione di lunghezza dovuta alle deformazioni

L = lunghezza in assenza di deformazioni

L'allungamento longitudinale ε non è altro che il rapporto $\frac{\Delta L}{L}$ dunque:

$$K = \frac{\frac{\Delta R}{R}}{\varepsilon}$$

Prendiamo ora in considerazione la seguente relazione valida per un conduttore filiforme:

$$R = \rho \frac{L}{S}$$

dove ρ è la resistività elettrica, L la lunghezza del resistore ed S la sezione del conduttore. Possiamo quindi notare l'esistenza di un legame diretto tra la variazione di resistenza e la variazione di lunghezza del resistore.

Sfruttando la prima legge di Ohm, ovvero $V = R \times I$, possiamo scrivere la seguente proporzionalità $\Delta L \propto \Delta R \propto \Delta V$.

In questo modo da una misura della variazione di resistenza degli strain gage è possibile risalire alla deformazione del provino, passando per la variazione di tensione ΔV .

Circuiti di misura degli estensimetri

La variazione di resistenza per deformazione degli estensimetri ha due principali cause: una è legata al cambiamento della forma quindi della geometria del conduttore per deformazione, l'altra a una variazione di resistività del materiale anch'essa legata alle deformazioni del conduttore (causa preponderante negli estensimetri a semiconduttore)

Per rilevare le variazioni di resistenza in ambito estensimetrico si utilizza il circuito a ponte di Wheatstone. Ci sono tre configurazioni del ponte di Wheatstone: ponte intero (Fig.53), mezzo ponte (fig.51) e configurazione a quarto di ponte (Fig 52). Nella configurazione a ponte intero sono presenti quattro resistenze attive (quattro strain gage) rappresentate in figura con una linea passante in mezzo. La configurazione a mezzo ponte, invece, presenta due resistenze attive, cioè due strain gage, mentre nel quarto di ponte c'è un solo strain gage (una resistenza attiva).

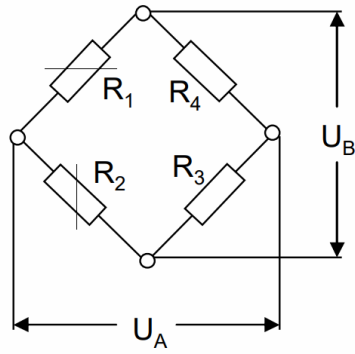


Figura 53 - Configurazione a mezzo ponte

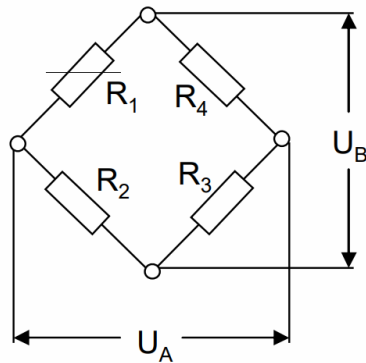


Figura 54 - Configurazione a quarto di ponte

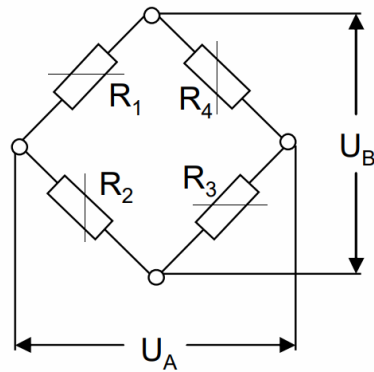


Figura 55- Configurazione a ponte intero

In questa campagna sperimentale le deformazioni sono state misurate utilizzando la configurazione a mezzo ponte, dove: U_A e U_B sono rispettivamente le tensioni in uscita e in ingresso, R_1 rappresenta la resistenza dello strain gage attivo, R_2 è la resistenza “dummy” che tiene conto degli effetti della temperatura dell’ambiente, infine R_3 e R_4 sono le resistenze fisse date dalla centralina estensimetrica. La resistenza dummy è uno

strain gage identico a quello attivo R1, che viene installato su di un provino non sollecitato, in modo da eliminare gli effetti di temperatura e umidità.

Nella configurazione a mezzo ponte in fig.4, le quattro resistenze impiegate sono:

$$R_1 = R + \Delta R_1; \quad R_2 = R + \Delta R_2; \quad R_3 = R; \quad R_4 = R;$$

dove R vale 120Ω, mentre ΔR_1 tiene conto degli effetti delle deformazioni e ΔR_2 degli effetti termici.

La variazione di tensione U_A risente della deformazione del materiale, e in riferimento alla fig.51 si ha:

$$U_B = (R_1 + R_2) \cdot i_1$$

$$U_B = (R_3 + R_4) \cdot i_2$$

Da cui la tensione U_A viene calcolata come:

$$\begin{aligned} U_A &= R_1 i_1 - R_4 i_2 = R_1 \frac{U_B}{(R_1 + R_2)} - R_4 \frac{U_B}{(R_3 + R_4)} \\ &= U_B \left(\frac{R_1}{R_1 + R_2} - \frac{R_4}{R_3 + R_4} \right) = \dots = U_B \frac{\Delta R_1 - \Delta R_2}{4R + 2(\Delta R_1 + \Delta R_2)} \end{aligned}$$

Il termine a denominatore ($\Delta R_1 + \Delta R_2$) essendo un valore piccolo rispetto a 4R viene trascurato, quindi:

$$U_A \approx \frac{U_B(\Delta R_1 - \Delta R_2)}{4R} = \frac{U_B}{4} (K\varepsilon_1 - K\varepsilon_2) = \frac{U_B K}{4} (\varepsilon_1 - \varepsilon_2)$$

Dove il termine ($\varepsilon_1 - \varepsilon_2$) è la deformazione depurata dagli effetti della temperatura. La deformazione misurata ε rispetto a quella indicata ε^* è data dalla seguente relazione:

$$\varepsilon = \varepsilon^* \frac{2}{K}$$

dove K è il gage factor fornito dal costruttore di strain gage.

6.2 Strumentazione dei provini e incollaggio strain gage

Per questa campagna sperimentale sono state utilizzate due tipologie di strain gage:

- Micro-Measurements strain gauges longitudinali (a destra della fig.54) con una griglia di 6x2,8 mm e $K = 2,07 \pm 0,5 \%$
- HBM strain gauges bidirezionali (a sinistra della Fig.54) con due griglie accoppiate a 0° e 90° (rosetta), $K = 2,00 \pm 1,0\%$.

Questi sensori sono capaci di rilevare deformazioni sia longitudinali che trasversali.



Figura 56 – Strain Gauge bidirezionali e strain gauge longitudinali

Il materiale vergine, non impattato, è stato caratterizzato in maniera completa, strumentando tutti e 5 i campioni. In particolare la tabella 9 riporta le configurazioni adottate ai provini del lotto A:

Campione	Sensore
A1	longitudinale + rosetta
A2	longitudinale + rosetta
A3	longitudinale
A4	longitudinale
A5	longitudinale

Tabella 9 – Strumentazione lotto A

Prima di incollare i sensori, i provini devono essere sottoposti ad un particolare trattamento in modo da garantire una corretta adesione degli strain gages.

- Prima di tutto viene carteggiata la superficie centrale del provino (gage zone) dove andranno incollati i sensori. A tale scopo si utilizza della carta abrasiva con adeguata rugosità.
- Successivamente la zona di misura viene pulita con acido solforico diluito al 5% (H_3PO_4) distribuendone una goccia sulla superficie centrale. Si attendono circa 5 minuti affinché l'acido agisca completamente.
- L'area ripulita viene poi neutralizzata con una soluzione basica (soluzione di $H_2O + NH_3$)

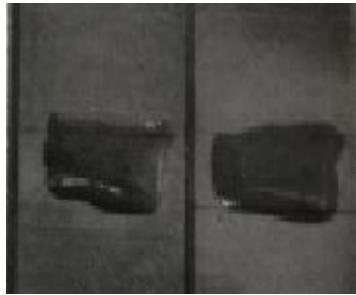


Figura 57 – Applicazione delle soluzioni sui provini



Figura 58 – Condizionatore e neutralizzatore

- Dopo questo trattamento gli strain gage vengono incollati mediante colla cianoacrilato.

Una volta incollati gli SG (Fig.57), i provini sono pronti per i test.



Figura 59 – Incollaggio strain gage

6.3 Attrezzature per le prove a compressione

Le prove sono state eseguite utilizzando una macchina elettroidraulica MTS con capacità di carico pari a 67 kN circa (Fig 59). Tale macchina è dotata di una struttura a due colonne da 100 kN ed è stata equipaggiata con una cella di carico da 100 kN. Tutte le prove sono state condotte in controllo di spostamento.



Figura 60 - Macchina elettroidraulica MTS 67kN

Le misure delle deformazioni tramite strain gage sono state effettuate utilizzando una centralina HBM a 6 canali, della quale sono stati utilizzati solo i primi 3. Prima di effettuare i test a compressione i tre canali utilizzati della centralina sono stati verificati mediante un calibratore, anch'esso HBM (Fig.60), impiegato per sbilanciare il ponte di quantità note, ottenendo così una retta di taratura per ognuno dei canali utilizzati.



Figura 61 – Calibratore HBM

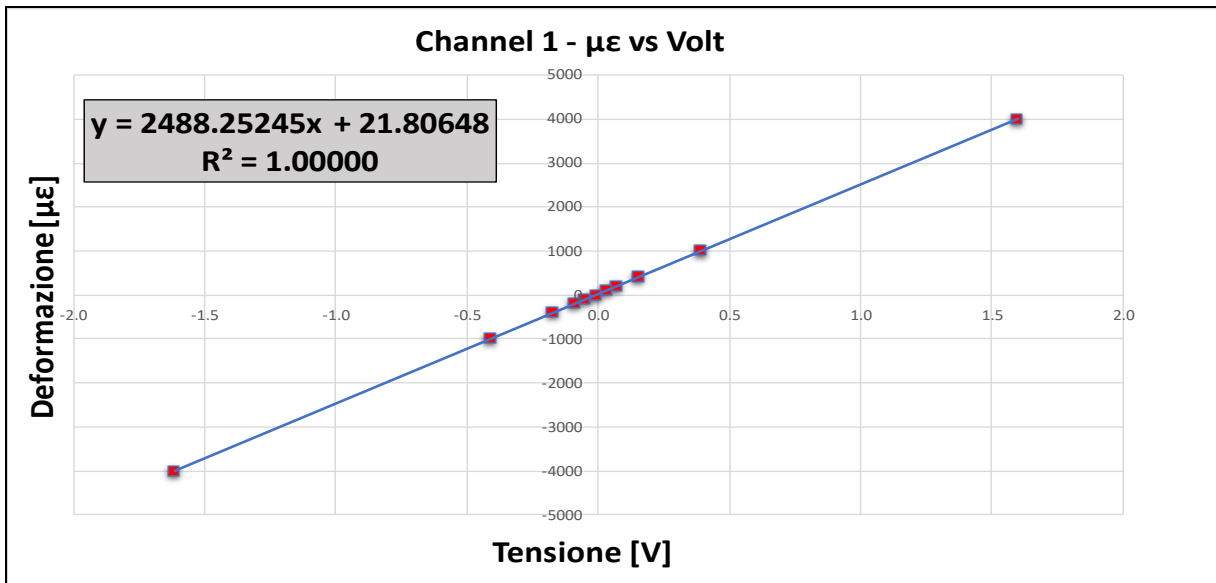


Figura 62 - Calibrazione canale 1 della centralina

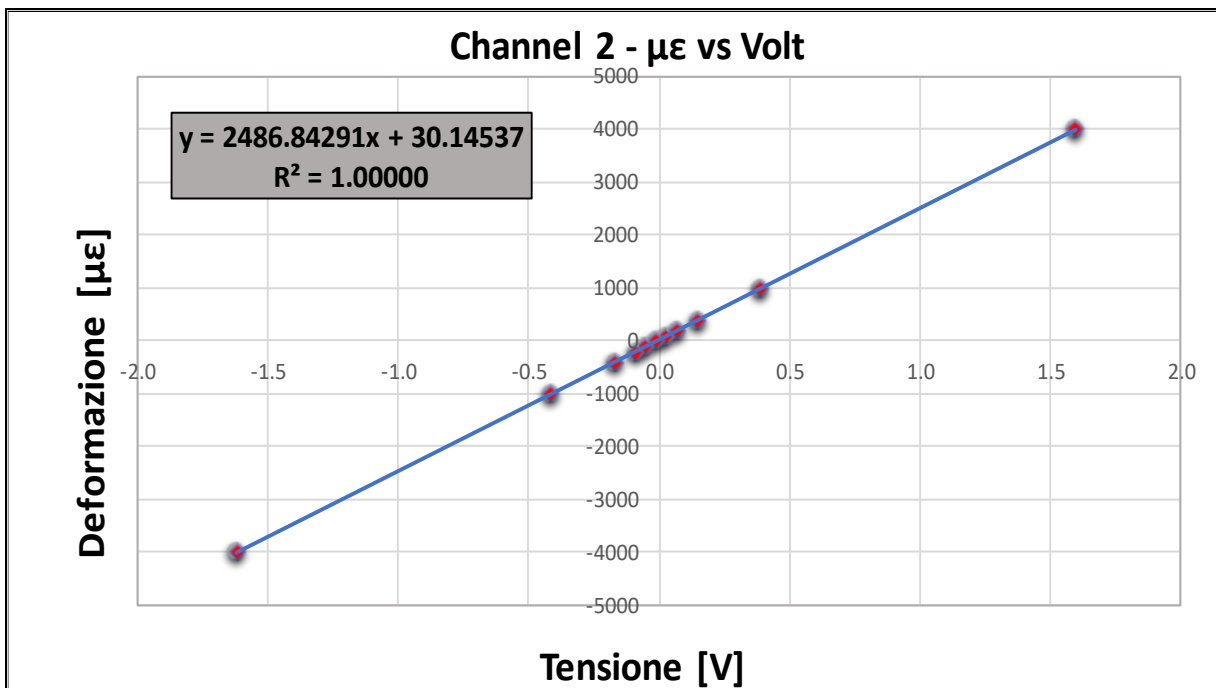


Figura 63 - Calibrazione canale 2 della centralina

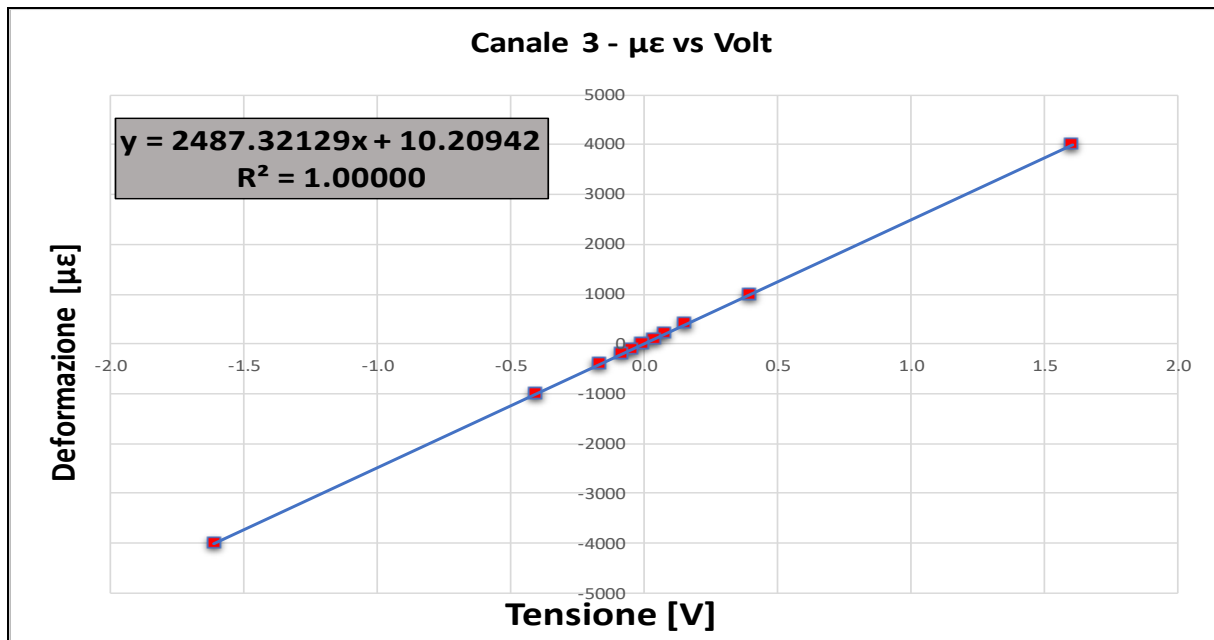


Figura 64 – Calibrazione canale 2 della centralina

6.4 Procedura delle prove a compressione

Nel seguente paragrafo viene descritta nel dettaglio la fase di realizzazione delle prove.

1. Il provino viene inserito nella metà inferiore dell'attrezzatura CLC, assicurandosi che questo risulti perpendicolare e aderente al piano di riscontro inferiore (Fig.64).



Figura 65 – Posizionamento del provino nell'attrezzatura

2. Facendo riferimento alle guide dell'attrezzatura il provino viene centrato all'interno del blocco inferiore, e le viti vengono leggermente serrate con una chiave a brugola.



Figura 66 – Centraggio del provino

3. L'attrezzatura CLC viene poi posta sul piattello di carico inferiore della macchina e si procede con il collegamento elettrico degli strain gage alla centralina estensimetrica (Fig.66).



Figura 67- Centralina di acquisizione dati

4. In questa fase vengono stagnati i terminali dell'estensimetro con i cavi collegati alla centralinaestensimetrica.

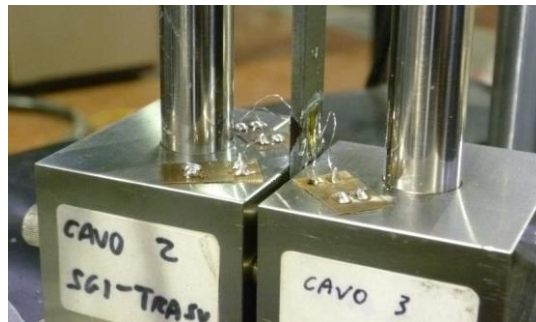


Figura 68 – Stagnatura dei terminali

5. Successivamente viene inserita nelle guide la parte superiore dell'attrezzatura e le 8 viti vengono serrate tramite l'utilizzo di una chiave dinamometrica impostata ad una determinata coppia di serraggio.

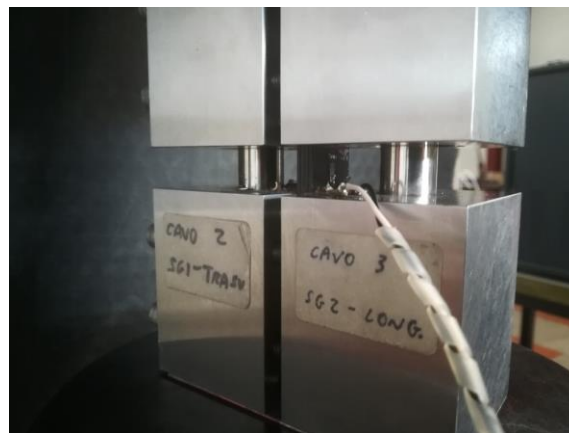


Figura 69 – Attrezzatura CLC pronta per il test

6. Prima di avviare il test si verifica che le estremità del provino non sporgano al di fuori dell'attrezzatura, si controlla che non ci siano contatti elettrici indesiderati tra i collegamenti degli SG e il CLC, e, muovendo il pistone inferiore, l'attrezzatura viene posta a contatto con il piattello di carico superiore.



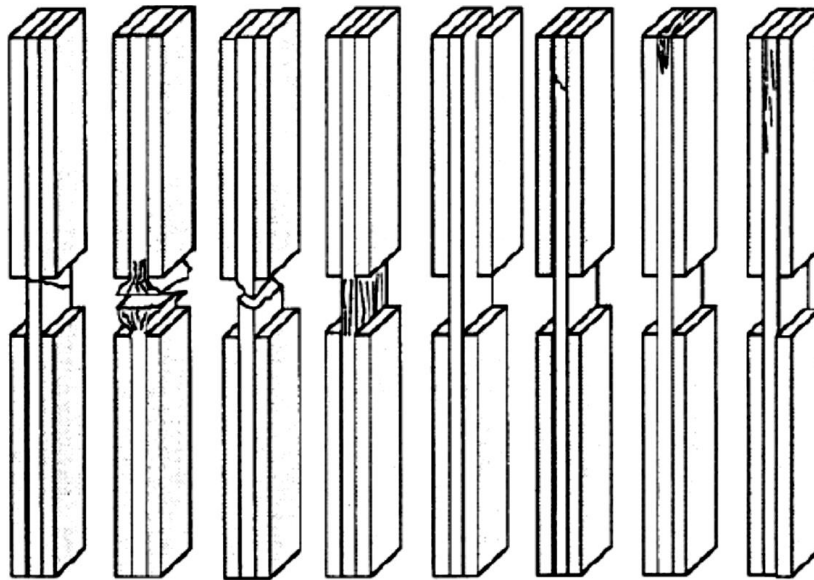
Figura 70 – Attrezzatura CLC a contatto con i piattelli

7. Si avvia quindi la prova che viene eseguita in “controllo di spostamento”. Il provino viene caricato con una velocità del pistone di 1.3 mm/min (come da normativa (ASTM D6641/D6641 M-14); la prova termina una volta raggiunta la rottura del campione.



Figura 71 – Tipica rottura del provino sottoposto a compressione

8. Una volta terminata la prova si rimuovono i collegamenti elettrici e il provino dall'attrezzatura. Segue quindi un'ispezione visiva del provino catalogando il modo di rottura, attenendosi a quanto riportato nella normativa (Fig.71)



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

First Character		Second Character		Third Character	
Failure Mode	Code	Failure Area	Code	Failure Location	Code
Angled	A	Inside grip/tab	I	Bottom	B
Brooming	B	At grip/tab	A	Top	T
End-Crushing	C	Gage	G	Left	L
Delamination	D	Multiple Areas	M	Right	R
Euler buckling	E	Tab adhesive	T	Middle	M
Through-thickness	H	Various	V	Various	V
Kink bands	K	Unknown	U	Unknown	U
Lateral	L				
Multi-mode	M(xyz)				
Long-Splitting	S				
Transverse shear	T				
Explosive	X				
Other	O				

Figura 72 – Failure code, schema identificativo della rottura del provino – normativa ASTM D6641/D6641 M-14

6.5 Elaborazione dati prove a compressione

Durante la campagna sperimentale sono state effettuate un totale di 25 prove di compressione così suddivise:

- Lotto A → 5 prove di compressione di cui 2 in configurazione back-to-back e le restanti 3 con un solo strain gage longitudinale (Fig.72);
- Lotto B, C, D, E → 5 prove di compressione ogni lotto, nessuna strumentazione;



Figura 73 – Strumentazione lotto A

I dati acquisiti durante le prove sono:

- carico applicato [N];
- corsa del pistone [mm];
- tempo [s];
- tensione in uscita dagli SG [V].

L'elaborazione dati è stata effettuata mediante l'utilizzo di fogli di calcolo Excel.

Da tutti i provini, con strain gage e senza, è stata ottenuta la seguente proprietà:

- *Resistenza a compressione* σ_{max} , calcolato a partire dal carico massimo e dividendolo per la sezione del provino (sezione resistente).

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

con

$\sigma \rightarrow$ stress [MPa];

F \rightarrow carico applicato [N]

A \rightarrow sezione resistente [mm²]

Mentre per i provini strumentati con strain gage sono state, inoltre, calcolate ulteriori proprietà, quali:

- *Modulo di Young E*, anche noto come modulo di elasticità, misura la rigidità di un materiale. In particolare definisce la relazione tra lo stress σ e la deformazione ε del materiale:

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

dove

E \rightarrow modulo di elasticità [GPa]

$\sigma \rightarrow$ stress [MPa]

$\varepsilon \rightarrow$ deformazione del materiale [mm/mm]

Per i provini strumentati in configurazione “back to back” possiamo distinguere tra:

- E_{SG1} , modulo elastico corrispondente alla griglia longitudinale della rosetta collegato al cavo 1;
- E_{SGt} , modulo elastico corrispondente alla griglia trasversale della rosetta collegato al cavo 2;
- E_{SG2} modulo elastico longitudinale del secondo estensimetro collegato al cavo 3.

Secondo la normativa ASTM D6641/D6641 M-14 il modulo di Young viene misurato in un range di deformazione assiale da 1000 a 3000 $\mu\epsilon$, questo perché in tale intervallo il comportamento del materiale è di tipo elastico e quindi l'andamento della curva risulta essere lineare; in altri termini, possiamo anche dire che quell'intervallo di deformazione rappresenta l'intervallo per cui la legge di Hooke⁶ è ritenuta certamente valida;

- $\Delta E\%$, è la variazione in percentuale tra E_{SG1} e E_{SG2} :

$$\Delta E \% = \frac{E_{SG1} - E_{SG2}}{E_{SG1}} \times 100$$

- *Coefficiente di Poisson* ν , è il rapporto tra la deformazione trasversale e la deformazione longitudinale data da:

⁶ **Legge di Hooke**, descrive la forza elastica $F = -kX$ generata da una molla che viene allungata o compressa, ed è direttamente proporzionale all'elongazione. In particolare il modulo di Young rappresenta il fattore di proporzionalità della legge di Hooke.

$$\nu = -\frac{\Delta\varepsilon_{trasv}}{\Delta\varepsilon_{long}}$$

- *%Bending*, curvatura o flessione percentuale del campione.

La relazione è la seguente:

$$B_y = \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_1 + \varepsilon_2} \times 100$$

dove

ε_1 è la deformazione dello strain gage longitudinale della rosetta;

ε_2 è la deformazione dello strain gage longitudinale singolo.

B_y è misurato in percentuale e il segno del risultato indica la direzione della flessione. Per convalidare i risultati ottenuti il bending dovrà essere al di sotto del 10 % (come descritto sulla normativa ASTM D6641/D6641 M-14). Tale requisito deve essere soddisfatto anche al carico di rottura.

Possiamo inoltre distinguere tale misura in:

- *% Bending at failure*, curvatura o flessione del campione in corrispondenza della rottura;
- *%Bending at midpoint*, flessione del campione in corrispondenza del punto medio dell'intervallo di deformazione utilizzato per ricavare i moduli elastici longitudinali.

Nelle tabelle da tab.10 a tab.15 vengono riportati i risultati di tutte le prove di compressione condotte, confrontati con le energie di impatto.

Lotto A - No impact	P_{max}	σ_{max}	E_{sg1}	E_{sgt}	E_{sg2}	ΔE	v	Bending failure	Bending midpoint	Failure code
	Provino n°	N	MPa	GPa	GPa	GPa		%	%	
A1	60641.10	480.25	64.90	1349.60	64.40	0.84	-0.05	-14.73	2.20	HAT
A2	61165.00	533.07	61.37	1593.84	65.03	-5.95	-0.04	-10.55	4.01	BAB
A3	63067.00	530.44	-	-	64.90	-	-	-	-	BAT
A4	67516.00	581.61	-	-	66.90	-	-	-	-	BAB
A5	67085.00	575.59	-	-	66.10	-	-	-	-	BAB
Valore medio	63894.82	540.19	-	-	65.47	-	-	-	-	
Deviazione standard	-	40.95	-	-	1.01	-	-	-	-	

Tabella 10 - Risultati compressione lotto A con provini strumentati

Lotto B - NE 9J	Compressione			Impatto		
	P_{max}	σ_{max}	Failure code	E_{eff}	E_{res}	E_{abs}
	Provino n°	N		MPa	J	J
B1	53400.52	467.41	HAT	9.12	0.30	8.82
B2	66909.25	573.87	BAB	9.08	0.24	8.83
B3	59765.78	524.33	BAT	8.96	0.27	8.68
B4	62564.02	519.42	BAB	9.20	0.27	8.93
B5	65224.42	551.58	BAB	9.00	0.27	8.72
Valore medio	-	527.32	-	9.05	0.27	8.80
Deviazione standard	-	40.05	-	-	-	-

Tabella 11 – Risultati compressione lotto B e confronto impatti

Lotto C - NE 11J	Compressione			Impatto		
	P_{max}	σ_{max}	Failure code	E_{eff}	E_{res}	E_{abs}
Provino n°	N	MPa		J	J	J
C1	55647.38	467.62	HGM	11.31	0.38	10.93
C2	44547.79	379.49	BGM	11.16	0.35	10.82
C3	46236.38	405.48	BGM	11.31	0.41	10.90
C4	35812.00	310.62	HGT	11.10	0.33	10.77
C5	52405.00	450.65	BGM	11.14	0.37	10.77
Valore medio	-	402.77	-	11.20	0.37	10.84
Deviazione standard	-	62.33	-	-	-	-

Tabella 12 - Risultati compressione lotto C e confronto impatti

Lotto D - Central 9J	Compressione			Impatto		
	P_{max}	σ_{max}	Failure code	E_{eff}	E_{res}	E_{abs}
Provino n°	N	MPa		J	J	J
D1	62692.00	541.93	BAT	9.46	0.48	8.98
D2	63050.00	542.71	BAB	9.39	0.47	8.91
D3	52667.00	467.17	BAT	9.42	0.48	8.95
D4	54993.00	479.88	HGM	9.41	0.47	8.94
D5	49800.00	416.11	HAT	9.34	0.47	8.86
Valore medio	-	489.56	-	9.40	0.47	8.93
Deviazione standard	-	53.75	-	-	-	-

Tabella 13 – Risultati compressione lotto D e confronto impatti

Lotto E - Central 11J	Compressione			Impatto		
	P_{max}	σ_{max}	Failure code	E_{eff}	E_{res}	E_{abs}
Provino n°	N	MPa		J	J	J
E1	47170.00	413.67	HAT	10.96	0.51	10.45
E2	46880.80	405.89	BAM	10.97	0.50	10.47
E3	46122.66	401.08	HAT	10.96	0.51	10.45
E4	45378.30	375.71	HAT	10.96	0.50	10.45
E5	51291.82	436.94	HAM	11.33	0.50	10.84
Valore medio	-	406.66	-	11.04	0.50	10.53
Deviazione standard	-	22.11	-	-	-	-

Tabella 14 - Risultati compressione lotto E e confronto impatti

Per avere un miglior confronto con i vari risultati, viene di seguito riportata una tabella con i seguenti parametri:

- Resistenza residua a compressione σ [MPa] di ogni provino, con le relative medie per ogni lotto;
- Percentuale di variazione media delle resistenze residue [%], calcolate rispetto ai valori di resistenza residua media del lotto A

$$\Delta\sigma_{media,X} = \frac{\sigma_{media,X} - \sigma_{media,A}}{\sigma_{media,A}} * 100$$

dove

$\Delta\sigma_{media,X}$ è la percentuale media di variazione della resistenza residua del lotto X rispetto alla percentuale di variazione di resistenza del lotto A non impattato.

$\sigma_{media,X}$ è la resistenza residua media del lotto X, e

$\sigma_{media,A}$ è la resistenza residua media del lotto A.

- Deviazione Standard [MPa] delle resistenze residue dei provini di ogni lotto.

Campione	σ	σ_{media}	$\Delta\sigma_{media,x}$	Dev. St.	Impatto
	[MPa]				
A1	480.2	540.2	-	40.9	No impatto
A2	533.1				
A3	530.4				
A4	581.6				
A5	575.6				
B1	467.4	527.3	-2.4	40.0	NE 9 Joule
B2	573.9				
B3	524.3				
B4	519.4				
B5	551.6				
C1	467.6	402.8	-25.4	62.3	NE 11 Joule
C2	379.5				
C3	405.5				
C4	310.6				
C5	450.6				
D1	541.9	489.6	-9.4	53.8	C 9 Joule
D2	542.7				
D3	467.2				
D4	479.9				
D5	416.1				
E1	413.7	406.7	-24.7	22.1	C 11 Joule
E2	405.9				
E3	401.1				
E4	375.7				
E5	436.9				

Tabella 15 – Comparazione delle resistenze residue medie

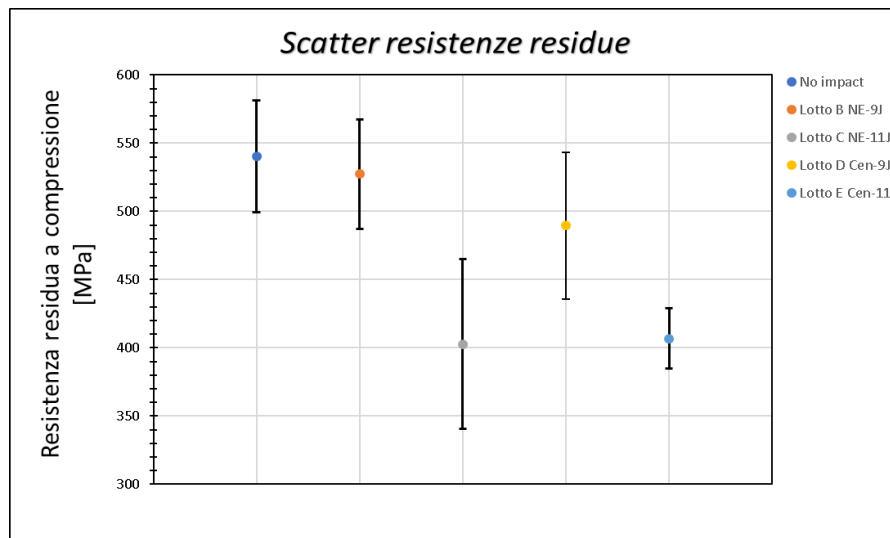


Figure 74 – Scatter tra le resistenze residue

Conclusioni

Nella presente tesi è stato esaminato il comportamento meccanico di un materiale composito soggetto ad impatti, sia laterali (near-edge) che centrali, a bassa energia.

La prima parte della campagna sperimentale ha richiesto la realizzazione dei provini laminati carbon/epoxy (CFRP) che sono stati tagliati nelle dimensioni opportune.

Dopodiché, mediante l'impiego di un pendolo di Charpy modificato, sono state realizzate diverse prove di impatto che permettessero di ottenere dei danni "barely visible". Sono state selezionate, quindi, energie di impatto pari a 9J e 11J con le quali sono stati eseguiti prima impatti centrali al provino e poi impatti laterali (near-edge). In questa fase viene simulato quanto può avvenire realmente sulle strutture degli aeromobili come, ad esempio, l'impatto di detriti sulla fusoliera in fase di rullaggio o atterraggio.

Da un'analisi visiva dei campioni non è stato facile individuare l'impatto; quindi come già anticipato si è voluta creare una situazione particolarmente pericolosa per cui il materiale risulta integro ad occhio nudo, ma al suo interno potrebbe presentare danni estesi di cui potremmo non esserne coscienti. Inoltre, sono state calcolate le energie effettive, residue ed assorbite dei provini mediante uno script in Matlab. Dai risultati ottenuti si può notare che tutti i provini assorbono circa il 97% dell'energia effettiva.

La seconda parte della campagna sperimentale è consistita nella caratterizzazione meccanica a compressione del laminato di carbon/epoxy post impatto.

Presso i laboratori ENEA di Faenza – Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza (UTTMATF), sono state effettuate le prove a compressione sui provini utilizzando una macchina elettroidraulica MTS con capacità di carico a 67kN. Tutti i provini hanno risposto alle prove a compressione con delle rotture che, in base alla normativa ASTM D6641/ D6641 M-14, sono state ritenute accettabili. Sono state, poi, analizzate le resistenze residue a compressione dei provini mediante l'uso di fogli di calcolo Excel. Tali provini hanno mostrato effettivamente un calo dei valori di resistenza residua, confermando l'influenza degli impatti a 9J e 11J sul materiale.

Generalmente, è stato dimostrato che gli impatti localizzati vicino il bordo (near-edge) hanno una maggiore influenza negativa sulla resistenza residua a compressione rispetto agli impatti centrali. Ma dai risultati ottenuti, i provini del lotto B (NE 9J) hanno mostrato un comportamento del tutto differente. Infatti, dal diagramma degli scatter, si osserva che i provini hanno una resistenza residua media poco al di sotto di quella dei provini non impattati, e maggiore della resistenza residua media dei provini ad impatto centrale (C 9J).

Un'altra situazione poco conforme alle aspettative, la si nota per i provini del lotto C (NE 11J) che hanno, sì, una resistenza residua media inferiore a quella dei provini del lotto E (Central 11J), ma con una discrepanza tra i valori quasi minima.

Per concludere, si può affermare che il livello energetico adottato durante le prove di impatto, ha effettivamente influenzato le caratteristiche meccaniche a compressione del materiale, riducendo i valori di resistenza residua. Tale livello energetico però, è stato ritenuto insufficiente per avere una concreta prova dell'influenza della posizione di impatto sulle caratteristiche meccaniche.

Successive prove sperimentali, da realizzarsi su provini con spessori minori, potrebbero portare alla conferma delle ipotesi iniziali.

APPENDICE A

Misure geometriche dei provini

CAMPIONE A1	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1	22.90	5.44	140.00	25.60
	2	23.00	5.50		
	3	23.10	5.53		
	Valore Medio	23.00	5.49		
Standard deviation	0.10	0.05			
CAMPIONE A2	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1	20.90	5.45	140.10	23.60
	2	20.90	5.62		
	3	20.90	5.40		
	Valore Medio	20.90	5.49		
Standard deviation	0.00	0.12			
CAMPIONE A3	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1	21.60	5.40	139.80	24.60
	2	21.40	5.53		
	3	21.60	5.50		
	Valore Medio	21.53	5.48		
Standard deviation	0.12	0.07			
CAMPIONE A4	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1	21.30	5.45	140.00	24.40
	2	21.30	5.43		
	3	21.30	5.46		
	Valore Medio	21.30	5.45		
Standard deviation	0.00	0.02			
CAMPIONE A5	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1	22.20	5.22	139.45	24.60
	2	22.20	5.25		
	3	22.08	5.27		
	Valore Medio	22.16	5.25		
Standard deviation	0.07	0.03			

CAMPIONE B1	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.00	5.43	140.00	23.40
	2.00	21.00	5.44		
	3.00	20.95	5.10		
	Valore Medio	20.98	5.32		
Standard deviation	0.03	0.19			
CAMPIONE B2	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.20	5.11	139.10	23.90
	2.00	21.20	5.50		
	3.00	21.20	5.46		
	Valore Medio	21.20	5.36		
Standard deviation	0.00	0.21			
CAMPIONE B3	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	20.80	5.45	139.80	23.20
	2.00	20.80	5.48		
	3.00	20.60	5.13		
	Valore Medio	20.73	5.35		
Standard deviation	0.12	0.19			
CAMPIONE B4	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.80	5.49	140.20	24.90
	2.00	21.90	5.50		
	3.00	22.00	5.51		
	Valore Medio	21.90	5.50		
Standard deviation	0.10	0.01			
CAMPIONE B5	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.50	5.51	140.00	24.80
	2.00	21.50	5.50		
	3.00	21.50	5.50		
	Valore Medio	21.50	5.50		
Standard deviation	0.00	0.01			

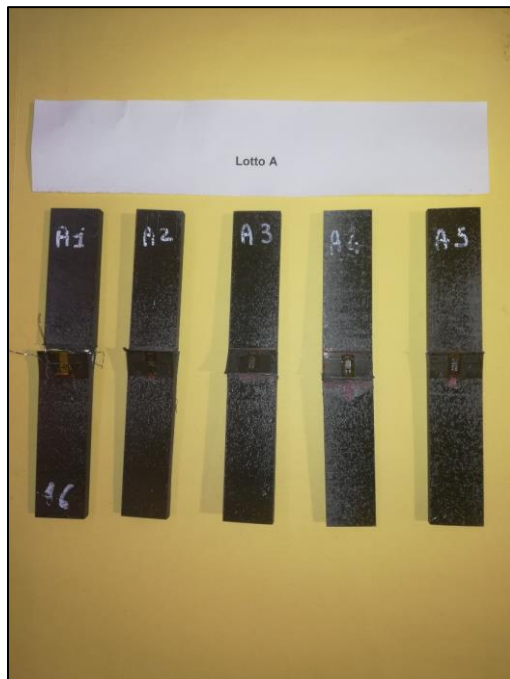
CAMPIONE C1	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.80	5.50	139.80	24.20
	2.00	21.60	5.50		
	3.00	21.50	5.52		
	Valore Medio	21.63	5.51		
Standard deviation	0.15	0.01			
CAMPIONE C2	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.48	5.45	139.20	24.40
	2.00	21.52	5.46		
	3.00	21.50	5.46		
	Valore Medio	21.50	5.46		
Standard deviation	0.02	0.01			
CAMPIONE C3	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.10	5.56	140.50	23.80
	2.00	21.00	5.43		
	3.00	21.00	5.30		
	Valore Medio	21.03	5.43		
Standard deviation	0.06	0.13			
CAMPIONE C4	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.00	5.40	140.10	23.70
	2.00	21.00	5.50		
	3.00	21.00	5.50		
	Valore Medio	21.00	5.47		
Standard deviation	0.00	0.06			
CAMPIONE C5	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	22.20	5.20	140.00	24.40
	2.00	22.15	5.25		
	3.00	22.12	5.30		
	Valore Medio	22.16	5.25		
Standard deviation	0.04	0.05			

CAMPIONE D1	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.12	5.40	139.75	24.10
	2.00	21.11	5.48		
	3.00	21.10	5.55		
	Valore Medio	21.11	5.48		
Standard deviation	0.01	0.08			
CAMPIONE D2	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.20	5.45	140.00	24.30
	2.00	21.20	5.48		
	3.00	21.20	5.50		
	Valore Medio	21.20	5.48		
Standard deviation	0.00	0.03			
CAMPIONE D3	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	20.80	5.44	140.00	23.30
	2.00	20.80	5.42		
	3.00	20.80	5.44		
	Valore Medio	20.80	5.43		
Standard deviation	0.00	0.01			
CAMPIONE D4	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.90	5.40	139.90	23.70
	2.00	21.95	5.47		
	3.00	21.97	5.55		
	Valore Medio	21.94	5.47		
Standard deviation	0.04	0.08			
CAMPIONE D5	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	22.00	5.44	140.30	24.90
	2.00	22.00	5.48		
	3.00	22.00	5.43		
	Valore Medio	22.00	5.45		
Standard deviation	0.00	0.03			

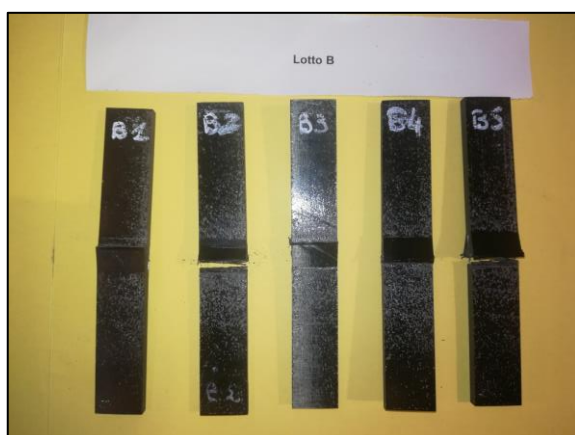
CAMPIONE E1	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.00	5.43	140.00	23.50
	2.00	21.00	5.43		
	3.00	21.00	5.44		
	Valore Medio	21.00	5.43		
Standard deviation	0.00	0.01			
CAMPIONE E2	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.00	5.50	139.50	24.00
	2.00	21.00	5.50		
	3.00	21.00	5.50		
	Valore Medio	21.00	5.50		
Standard deviation	0.00	0.00			
CAMPIONE E3	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.10	5.45	140.00	23.80
	2.00	21.10	5.47		
	3.00	21.10	5.42		
	Valore Medio	21.10	5.45		
Standard deviation	0.00	0.03			
CAMPIONE E4	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	22.00	5.52	140.00	25.20
	2.00	22.00	5.49		
	3.00	22.00	5.46		
	Valore Medio	22.00	5.49		
Standard deviation	0.00	0.03			
CAMPIONE E5	Misura n°	Larghezza [mm]	Spessore [mm]	lunghezza[mm]	massa [g]
	1.00	21.80	5.45	140.00	24.10
	2.00	21.50	5.46		
	3.00	21.30	5.47		
	Valore Medio	21.53	5.46		
Standard deviation	0.25	0.01			

APPENDICE B

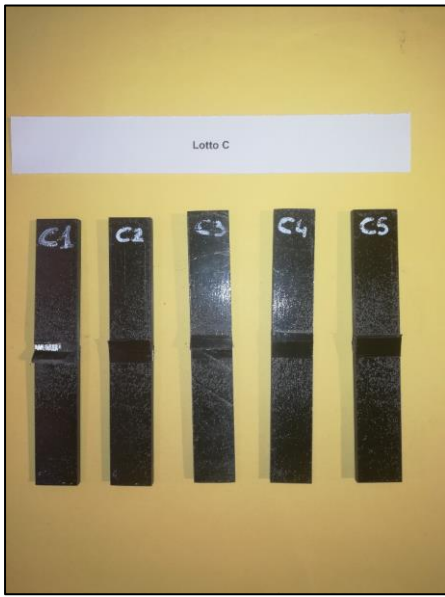
Modalità di rottura campioni CFRP- lotto A



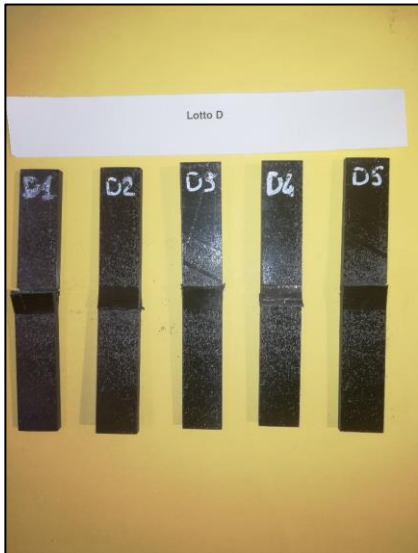
Modalità di rottura CFRP- lotto B



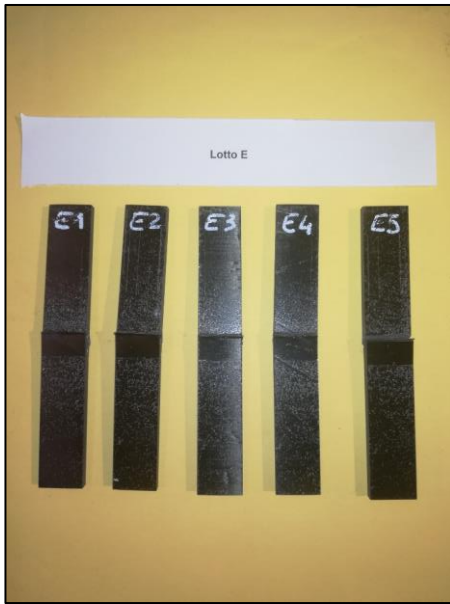
Modalità di rottura CFRP- lotto C



Modalità di rottura CFRP- lotto D

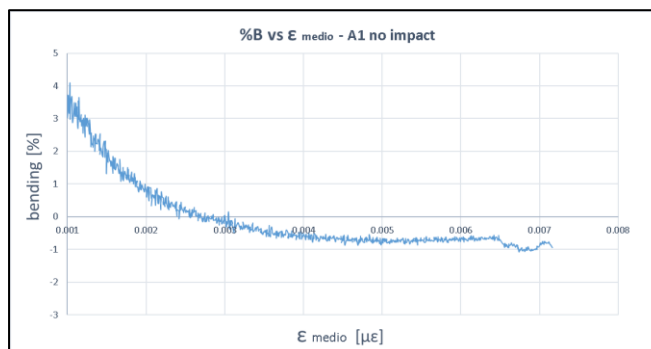
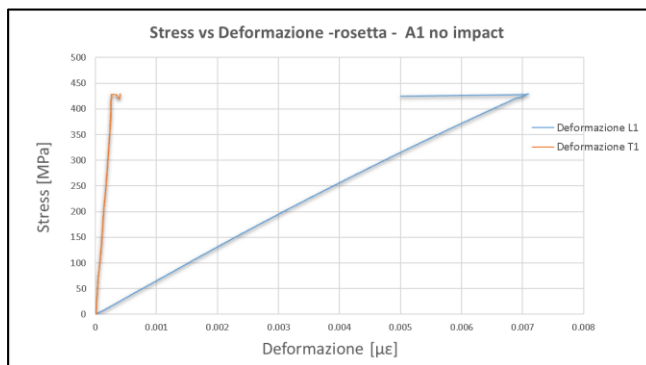
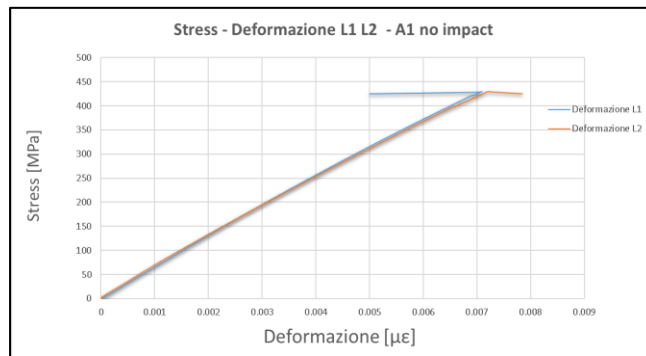
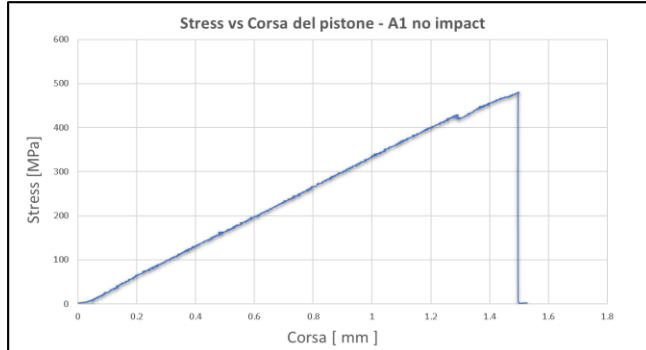


Modalità di rottura CFRP- lotto E

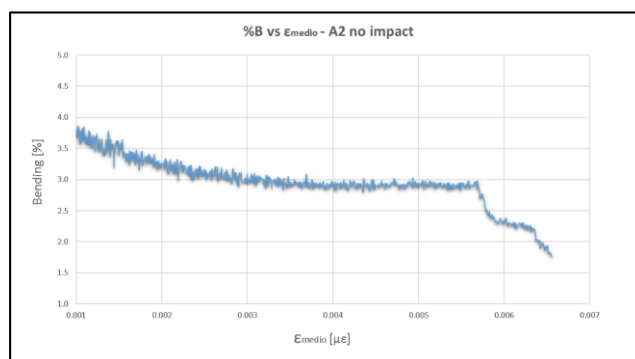
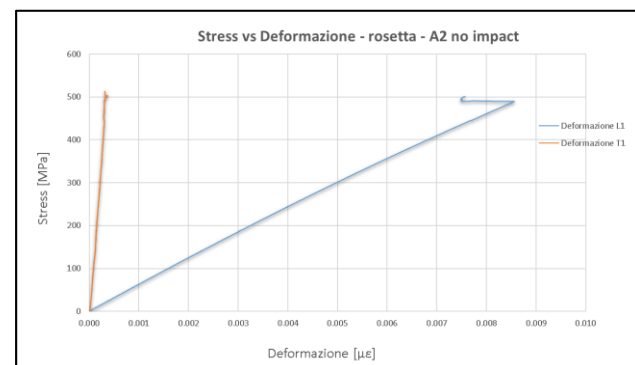
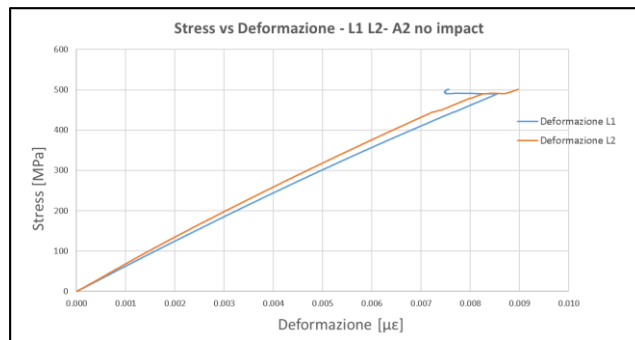
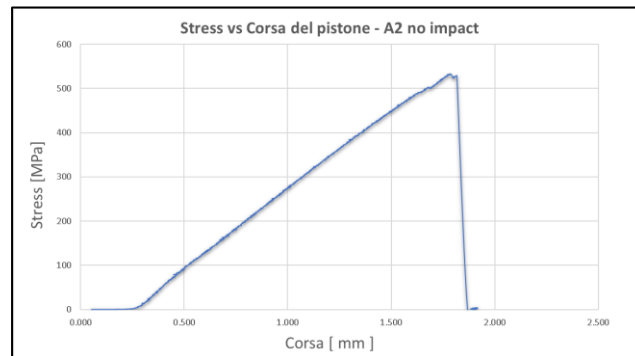


APPENDICE C

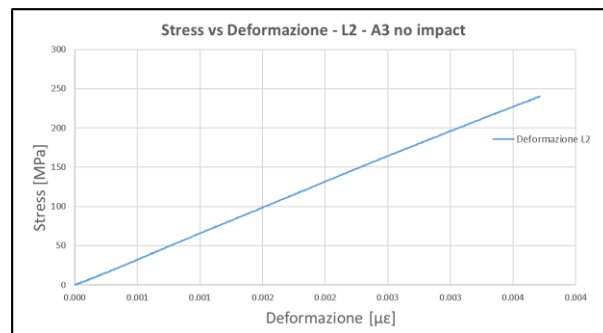
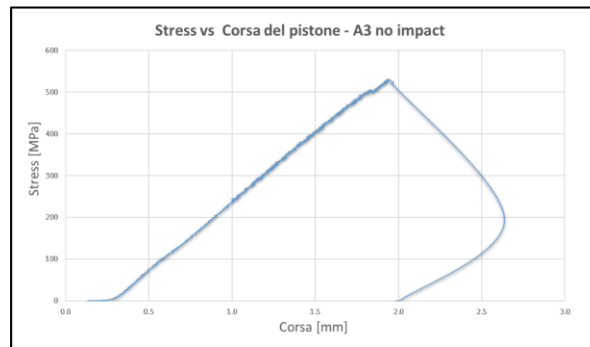
Grafici compressione campione A1



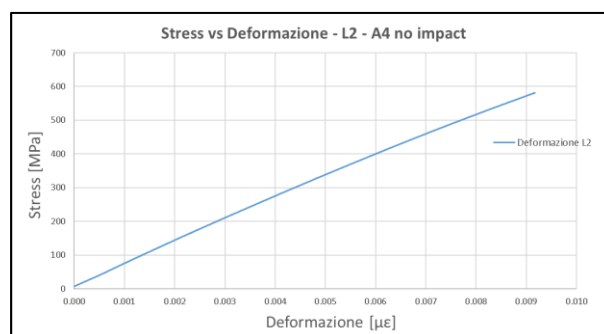
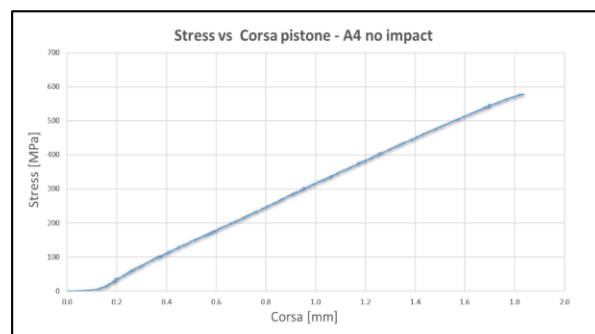
Grafici compressione campione A2



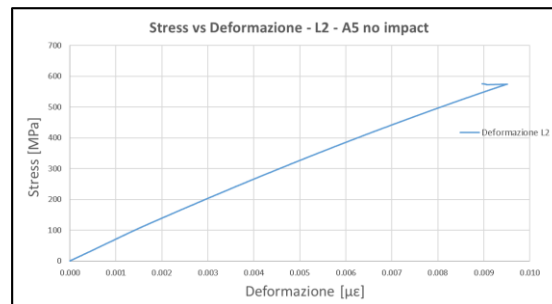
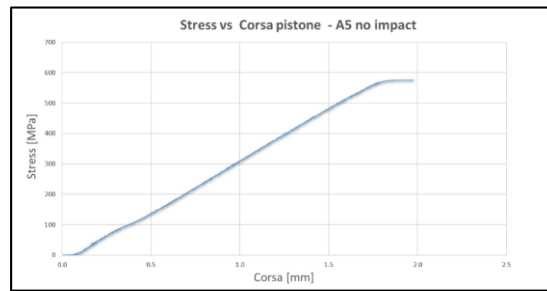
Grafici compressione campione A3



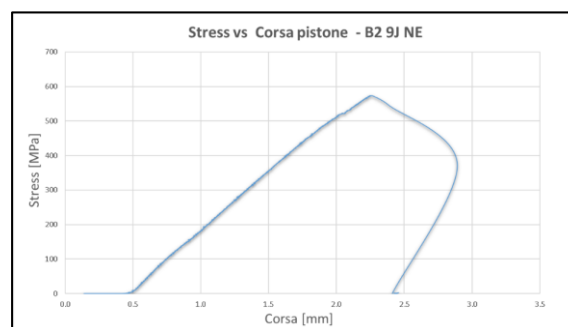
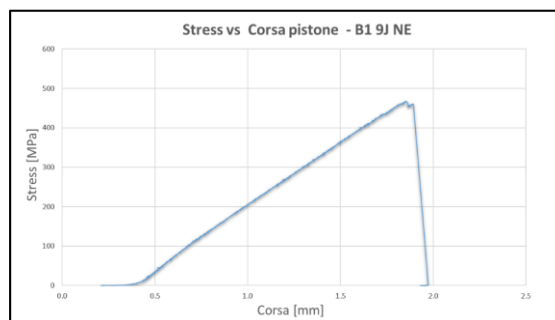
Grafici compressione campione A4

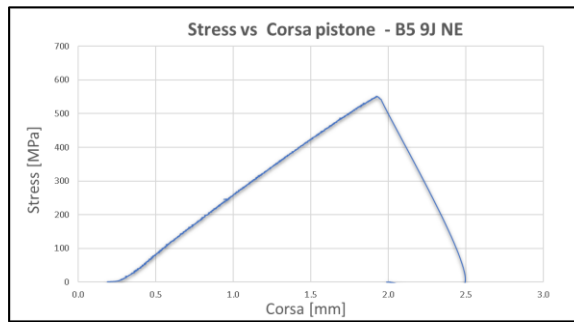
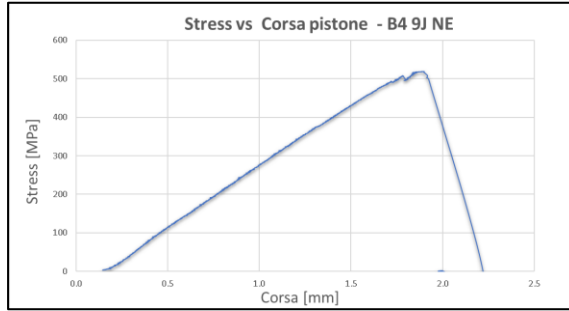
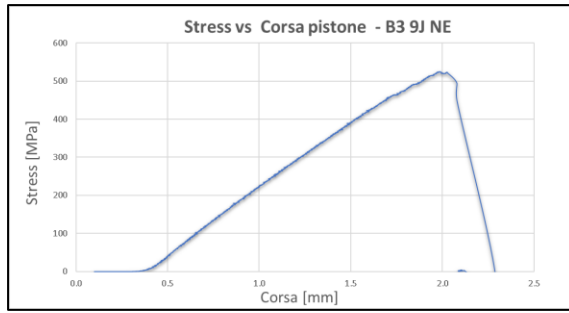


Grafici compressione campione A5

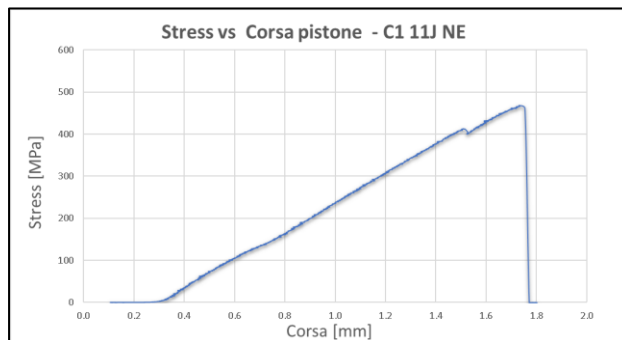


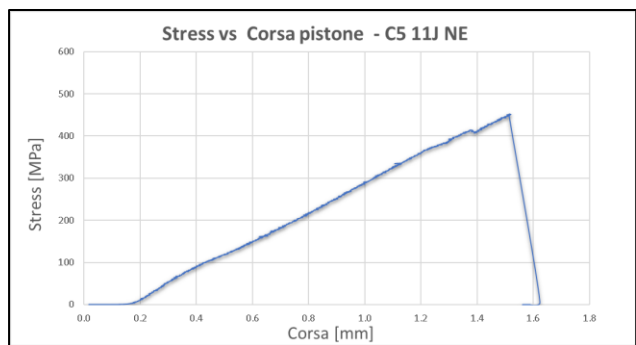
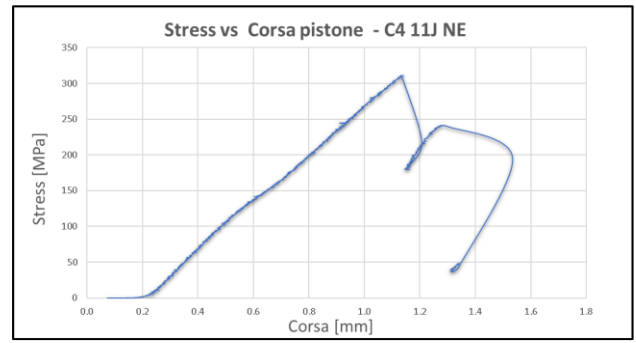
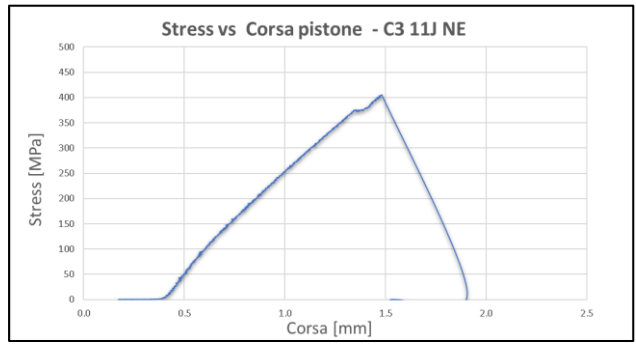
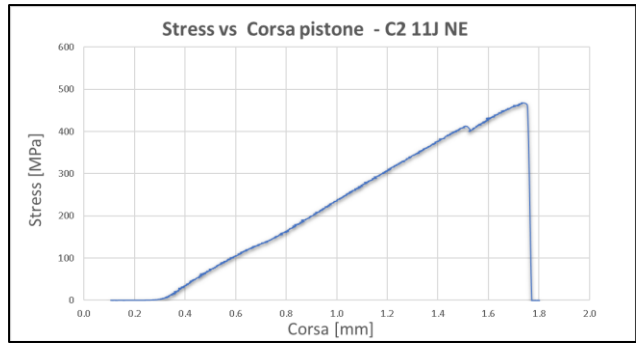
Grafici compressione campione lotto B



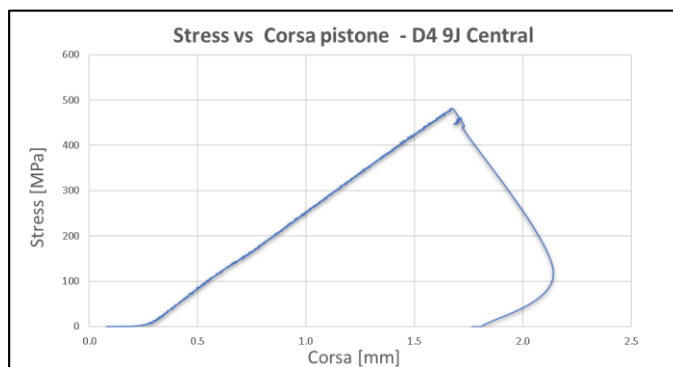
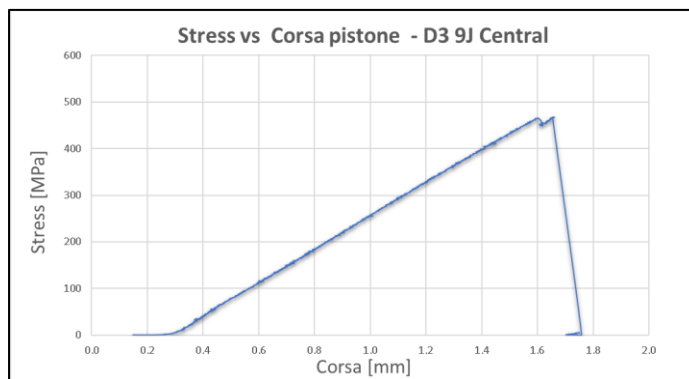
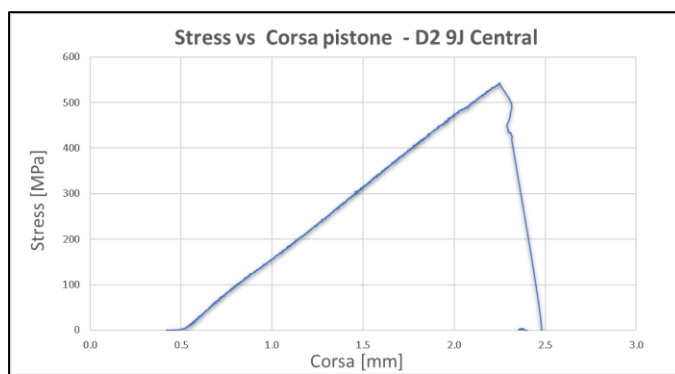
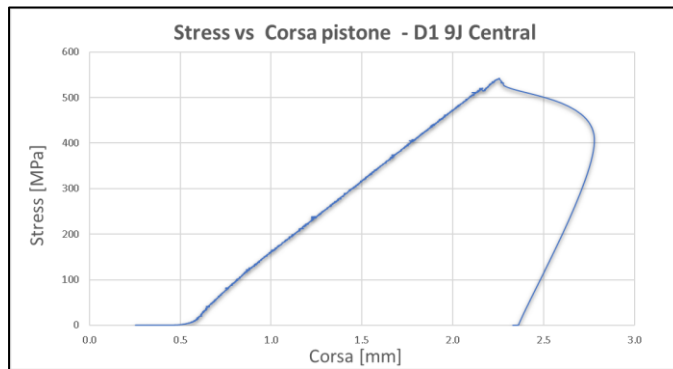


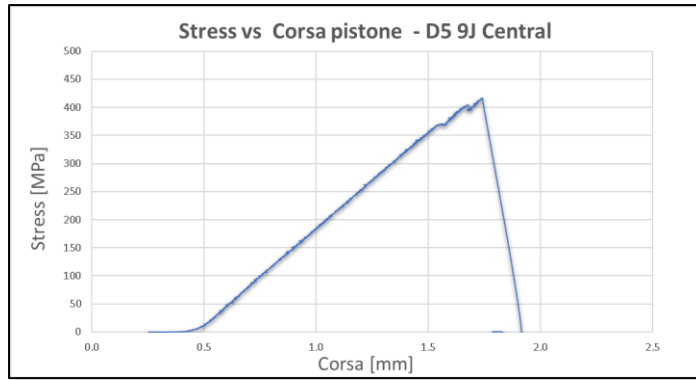
Grafici compressione lotto C



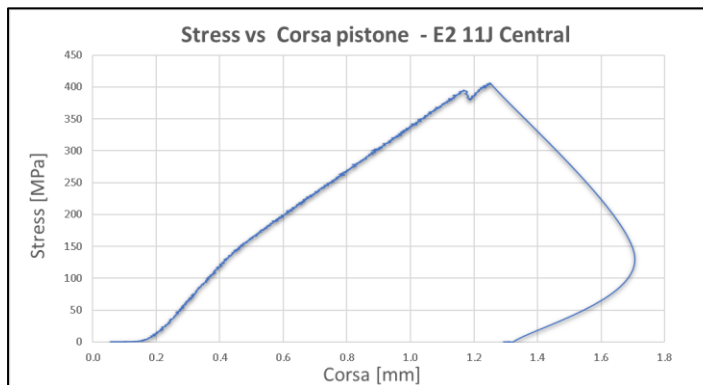
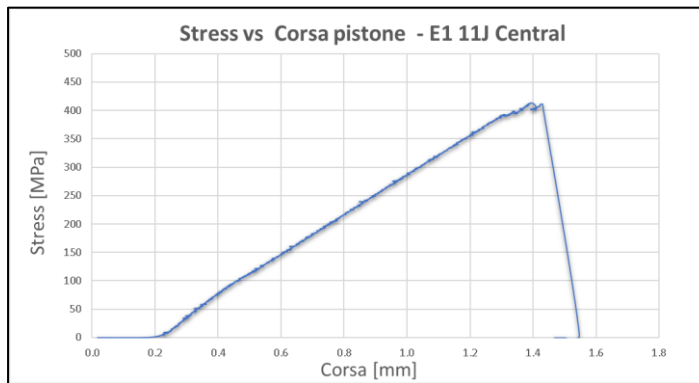


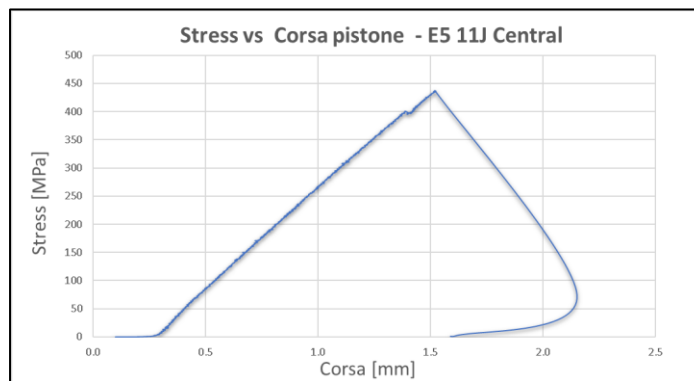
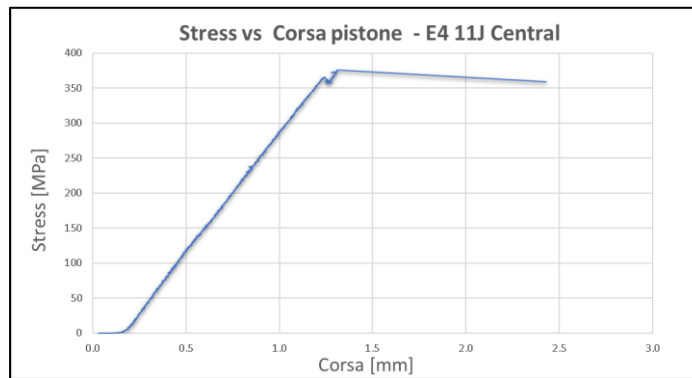
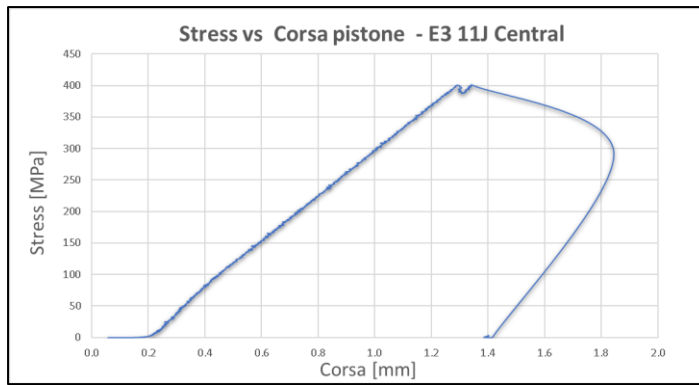
Grafici compressione lotto D





Grafici compressione lotto E





Indice delle figure

Figura 1 – Composito di argilla e paglia.....	- 1 -
Figura 2 – Velivolo militare F16	- 2 -
Figura 3- Velivolo militare Eurofighter Typhoon	- 3 -
Figura 4 –Materiali impiegati nell’Eurofighter.....	- 3 -
Figura 5 – Materiali impiegati nel Boeing 787 Dreamliner.....	- 4 -
Figura 6 – Geometrie innovative di pale eoliche	- 5 -
Figura 7 – Processo di formazione delle fibre	- 12 -
Figura 8 – Operazione di taglio del pre impregnato	- 18 -
Figura 9 – Stampo di alluminio	- 18 -
Figura 10 – Film distaccante.....	- 19 -
Figura 11 – deposito prepreg	- 19 -
Figura 12 – Posizionamento controstampo.....	- 20 -
Figura 13 – Strato aeratore.....	- 20 -
Figura 14 – Sacco per il vuoto	- 21 -
Figura 15 – Creazione del vuoto.....	- 21 -
Figura 16 – Termocoppia all’interno del laminato di prova	- 22 -
Figura 17 – Generico grafico di polimerizzazione	- 23 -
Figura 18 – Laminato polimerizzato.....	- 23 -
Figura 19 – Zone di impatto.....	- 26 -
Figura 20 – Rotture locali di un laminato	- 27 -
Figura 21- Schema descrittivo del pendolo di Charpy.....	- 29 -
Figura 22 – Definizione della larghezza dei provini con la Husqvarna TS 73 R	- 32 -
Figura 23 – Definizione della lunghezza dei provini con la Remet TR 60.....	- 33 -
Figura 24 – Accessori di sicurezza	- 33 -
Figura 25 – Provini tagliati nelle appropriate dimensioni	- 34 -
Figura 26 – Micrometro	- 35 -
Figura 27 – Calibro a corsoio.....	- 35 -
Figura 28 – Rettifica del provino	- 35 -
Figura 29 – Pendolo della scuola di Ingegneria e architettura con sede di Forlì	- 36 -
Figura 30 – Messa in piano del basamento	- 37 -
Figura 31 – Posizionamento della struttura ad L	- 38 -
Figura 32 – Montaggio del potenziometro.....	- 39 -

Figura 33 – Struttura a C dell'afferraggio.....	- 39 -
Figura 34 – Altezza h definita dall'angolo di barra iniziale	- 40 -
Figura 35 – Potenzziometro per la lettura degli angoli.....	- 42 -
Figura 36 – Pannello frontale BNC-2120	- 43 -
Figura 37 - DAQ Card -6036E.....	- 44 -
Figura 38- segnale di impatto	- 44 -
Figura 39 – Configurazione dei sistemi per la prova di Charpy	- 45 -
Figura 40 – Schema a blocchi LabView 1	- 45 -
Figura 41 – Schema a blocchi LabView 2	- 46 -
Figura 42 – Schema a blocchi LabView 3	- 46 -
Figura 43- Segnale impatto laterale a 11J provino B1	- 47 -
Figura 44 - Segnale impatto laterale 11J provino C2	- 47 -
Figura 45 - Segnale impatto centrale 9J provino D3	- 48 -
Figura 46 - Segnale impatto centrale 11J provino E4.....	- 49 -
Figure 47 – Indentazione impatto laterale	- 51 -
Figure 48 – Indentazione da impatto centrale.....	- 51 -
Figura 49 – Attrezzatura CLC.....	- 53 -
Figura 50 – Riporto di tungsteno interno all'attrezzatura	- 54 -
Figura 51 - Campione serrato nella fixture	- 55 -
Figura 52 – Estensimetro a resistenza elettrica.....	- 56 -
Figura 53 - Configurazione a mezzo ponte.....	- 59 -
Figura 54 - Configurazione a quarto di ponte	- 59 -
Figura 55- Configurazione a ponte intero	- 59 -
Figura 56 – Strain Gauge bidirezionali e strain gauge longitudinali	- 61 -
Figura 57 – Applicazione delle soluzioni sui provini	- 62 -
Figura 58 – Condizionatore e neutralizzatore.....	- 62 -
Figura 59 – Incollaggio strain gage	- 63 -
Figura 60 - Macchina elettroidraulica MTS 67kN.....	- 64 -
Figura 61 – Calibratore HBM.....	- 64 -
Figura 62 - Calibrazione canale 1 della centralina.....	- 65 -
Figura 63 – Calibrazione canale 2 della centralina.....	- 65 -
Figura 64 – Calibrazione canale 2 della centralina.....	- 66 -
Figura 65 – Posizionamento del provino nell'attrezzatura	- 66 -
Figura 66 – Centraggio del provino	- 67 -

Figura 67- Centralina di acquisizione dati	- 67 -
Figura 68 – Stagnatura dei terminali.....	- 68 -
Figura 69 – Attrezzatura CLC pronta per il test	- 68 -
Figura 70 – Attrezzatura CLC a contatto con i piattelli.....	- 69 -
Figura 71 – Tipica rottura del provino sottoposto a compressione.....	- 69 -
Figura 72 – Failure code, schema identificativo della rottura del provino – normativa ASTM D6641/D6641 M-14.....	- 70 -
Figura 73 – Strumentazione lotto A.....	- 71 -
Figure 74 – Scatter tra le resistenze residue.....	- 78 -

Indice delle tabelle

Tabella 1- Proprietà delle resine epossidiche.....	- 16 -
Tabella 2 – Sequenza di laminazione.....	- 17 -
Tabella 3 – Energia e zona di impatto assegnate ai provini.....	- 34 -
Tabella 4 - misure medie dei gruppi di provini.....	- 36 -
Tabella 5 - Risultati lotto B con impatti laterali a 9J	- 50 -
Tabella 6 - Risultati lotto C con impatti laterali a 11J	- 50 -
Tabella 7 – Risultati lotto D con impatti centrali a 9J	- 50 -
Tabella 8 – Risultati lotto E con impatti centrali a 11J.....	- 50 -
Tabella 9 – Strumentazione lotto A	- 61 -
Tabella 10 - Risultati compressione lotto A con provini strumentati	- 75 -
Tabella 11 – Risultati compressione lotto B e confronto impatti	- 75 -
Tabella 12 - Risultati compressione lotto C e confronto impatti	- 76 -
Tabella 13 – Risultati compressione lotto D e confronto impatti	- 76 -
Tabella 14 - Risultati compressione lotto E e confronto impatti	- 77 -
Tabella 15 – Comparazione delle resistenze residue medie	- 78 -

Bibliografia

- [1] - (Cambridge solid state science series) Derek Hull-An introduction to composite materials-Cambridge University Press (1981)
- [2] - (Engineering Materials and Processes) Deborah D.L. Chung (auth.)-Composite Materials Science and Applications-Springer-Verlag London (2010)
- [3] - Steven L. Donaldson Daniel B. Miracle-ASM Handbook- Composites. vol 21-ASM (2004)
- [4] - (European Structural Integrity Society 30) D. François and A. Pineau (Eds.)-From Charpy To Present Impact Testing-Elsevier Science (2002)
- [5] - (Materials Engineering) P.K. Mallick-Composites Engineering Handbook-CRC Press (1997)
- [6] - Strengthening of Concrete Structures with Adhesively Bonded Reinforcement Design and Dimensioning of CFRPLaminates and Steel Plates (Konrad Zilch, Roland Niedermeier and Wolfgang Finckh)
- [7] - Hexcel M18-1 43% G939 Fabric
- [8] - QTR_04 06 article Boeing 787 from the Ground Up – A quarterly publication
- [9] - Assorbimento energetico durante impatto in laminati in materiale composito (M.Quaresimin e M.Ricotta) – Università di Padova
- [10] - Impact behavior of fibre-reinforced composite materials and structures Edited by S.R Reid and G Zhou
- [11] - Michael W. Hyer-Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials
- [12] - Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture. Designation: D6641/D6641M –14. ASTM International.

- [13] - Applicazione del Ponte di Wheatstone. Laboratorio di misure L01021.01. SUPSI-DTI
- [14] - Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics. Designation: D695. ASTM International.
- [15] - Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading. Designation: D3410. ASTM International.
- [16] – Measuring Strain with Strain Gages, National Instruments (www.ni.com).
- [17] - Caratterizzazione sperimentale di materiali compositi soggetti ad impatto sul bordo, Ing. Valentina Agostinelli, Prof. Ing. Enrico Troiani, Ing. Maria Pia Falaschetti, Ing. Matteo Scafè. Università di Bologna.
- [18] - Materiali compositi nel settore eolico: la situazione attuale e future sfide – 2° convegno nazionale Assocompositi.
- [19] - ASTM E23 -Standard Test Methods for Notched Bar Impact Testing of Metallic Material
- [20] - BNC-2120 National Instruments guide
- [21] - NI 6034E/6035E/6036E Family Specifications.