

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA

CON SEDE A CESENA

CORSO DI LAUREA

IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Classe LM 20

Sede di Forlì

TESI DI LAUREA

In Strutture e Materiali Aerospaziali LM

**Caratterizzazione meccanica a compressione
di un composito unidirezionale mediante
attrezzatura CLC**

CANDIDATO

Eurosia Besseghini

RELATORE

Prof. Ing. Enrico Troiani

CORRELATORI

Ing. Matteo Scafè

Ing. Roberto Dlacic

Ing. Sergio Sangiorgi

Anno Accademico 2011-2012

Sessione III^a

In collaborazione con:

Scuderia Toro Rosso S. p. A.



**Laboratorio di Ricerca
di Faenza (UTTMATF)**

Prefazione

Questa relazione è il lavoro finale della mia laurea magistrale presso la facoltà di Ingegneria Aerospaziale di Forlì. In essa si possono trovare gli studi svolti in questi ultimi mesi, conclusivi della mia esperienza universitaria, condotti in collaborazione con la Scuderia Toro Rosso S. p. A. ed i laboratori ENEA di Faenza – Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza (UTTMATF).

Parole chiave

Materiali compositi, CFRP, metodi di prova a compressione, Combined Loading Compression test method, CLC, Back out Factor

Indice

Abstract	1
Nomenclatura	3
1 Materiali Compositi	5
1.1 Introduzione	5
1.1.1 Impieghi nel settore automobilistico	8
1.2 CFRP	11
1.3 Laminati	14
1.3.1 Sequenza di laminazione	16
1.4 Analisi delle caratteristiche meccaniche dei materiali compositi con rinforzo a fibre lunghe	17
1.4.1 Livello macromeccanico	17
1.4.2 Livello del laminato: teoria classica della laminazione	23
2 Combined Loading Compression	27
2.1 Introduzione	27
2.2 Metodi di prova a compressione	28
2.2.1 Celanese Test Method	29
2.2.2 IITRI Test Method	30
2.2.3 ASTM D 695 Mod Test Method	32
2.2.4 ASTM D 6457 Test Method	33
2.3 Combined Loading Compression Test Method	35

3	Analisi Sperimentale	39
3.1	Attrezzatura sperimentale e procedura di prova	39
3.1.1	Macchina universale per prove materiali	39
3.1.2	Estensimetria	40
3.1.3	Procedura di prova	44
3.2	Campioni	50
	Dimensioni	52
3.3	Risultati	55
3.3.1	Risultati e discussione	56
4	Conclusioni	63
	Appendici	65
A	Back out Factor	65
B	Misure Campioni	71
C	Grafici Post-Prova	85
D	Fotografie al microscopio dei campioni post-rottura	123
	Bibliografia	137

Indice delle Figure

Figura 1 – BLOODHOUND SSC (SuperSonic Car): Componenti in materiale composito (Advanced Composites Group's – a division of Umeco Composites)	9
Figura 2, 3 – Lamina caricata rispettivamente in direzione assiale e perpendicolare al rinforzo	14
Figura 4 – Sistema di riferimento assi lamina	18
Figura 5 – Rotazione assi di riferimento nel piano	21
Figura 5 – Riferimenti delle lamine all'interno del laminato	24
Figura 6 – Celanese Test Fixture	30
Figura 7 – IITRI Test Fixture	31
Figura 8 – ASTM D 695 Mod. Test Fixture	32
Figura 9 – Campione sandwich	33
Figura 10 – ASTM D 5467 Test Fixture	34
Figura 11 – CLC Test Fixture	36
Figura 12 – CLC Test Fixture e quotatura	36
Figura 13 – Macchina universale per prove materiali	40
Figura 14 – Estensimetri nella disposizione a ponte di Wheatstone (in configurazione a mezzo ponte)	42
Figura 15 – Sistema di acquisizione dati	43
Figura 16 – Installazione del campione nella parte inferiore dell'attrezzatura CLC	45
Figura 17 – Stagnatura dei terminali dell'estensimetro e dei cavi di acquisizione dati	46
Figura 18 – Sistema di prova con telaio CLC assemblato	47

Figura 19 – Rottura di un campione dopo prova di compressione tramite attrezzatura CLC (campione montato)	49
Figura 20 – Rottura di un campione dopo prova di compressione tramite attrezzatura CLC (campione smontato)	49
Figura 21 – Schema di taglio dei pannelli di materiale composito E ed F	50
Figura 22 – Taglio del pannello di materiale composito C per la realizzazione di 13 provini per prove a compressione ed 1 provino per prove a trazione	51
Figura 23 – Geometria di un campione per prova a compressione in attrezzatura CLC	52

Indice delle Tabelle e dei Grafici

Tabella 1 – Proprietà di fibre di carbonio Toray Industries Inc.	11
Tabella 2 – Esempio di sequenza di laminazione	16
Tabella 4 – Dimensioni medie sequenza di laminazione A	53
Tabella 5 – Dimensioni medie sequenza di laminazione B	53
Tabella 6 – Dimensioni medie sequenza di laminazione C	53
Tabella 7 – Dimensioni medie sequenza di laminazione D	53
Tabella 8 – Dimensioni medie sequenza di laminazione E	54
Tabella 9 – Dimensioni medie sequenza di laminazione F	54
Tabella 10 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie A	57
Tabella 11 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie B	57
Tabella 12 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie C	57
Tabella 13 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie D	58
Tabella 14 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie E	59
Tabella 15 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie F	59
Tabella 16 – Valori di resistenza a compressione di un composito UD ricavati tramite <i>Back out Factor</i>	61
Tabella 17 – Confronto fra i risultati ottenuti tramite la campagna di prove e quelli riportati nella scheda tecnica del materiale	62
Grafico 1 – Dipendenza del modulo di Young dall'orientamento per quattro tipologie di GFRP [8]	15
Grafico 2 – Retta di calibrazione per l'estensimetro longitudinale	43

Abstract

La presente relazione ha come oggetto la caratterizzazione meccanica a compressione di materiali compositi. In particolare viene implementato il calcolo indiretto della resistenza a compressione di un materiale composito unidirezionale, a partire dalla teoria della laminazione.

L'attrezzatura utilizzata per la campagna di prove sperimentali è la Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture, sviluppata presso l'università del Wyoming.

Un'approfondita ricerca bibliografica relativa ai metodi a compressione dei materiali compositi ha infatti indicato che tale attrezzatura, molto compatta e leggera, permette di ottenere risultati affidabili, con procedure di prova e di preparazione dei campioni più semplici rispetto agli altri metodi.

Allo scopo sono stati prodotti, presso la Scuderia Toro Rosso S. p. A., sei pannelli di materiale costituito da resina epossidica e fibre di carbonio, caratterizzati ognuno da una specifica sequenza di laminazione. Da tali pannelli sono stati ricavati i provini per la campagna di prove sperimentali, le quali, insieme all'elaborazione dati, sono state condotte presso i laboratori ENEA di Faenza - Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza (UTTMATF).

I risultati sono infine stati comparati con la scheda tecnica del preimpregnato utilizzato per il lay-up.

Nomenclatura

A	<i>Area trasversale del campione</i>
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
BF	<i>Back out Factor</i>
CFRP	<i>Carbon Fiber Reinforced Plastic</i>
CLC	<i>Combined Loading Compression</i>
CV	<i>Coefficiente di Variazione</i>
ε	<i>Deformazione</i>
E_x	<i>Modulo elastico longitudinale</i>
E_y	<i>Modulo elastico trasversale</i>
GFRP	<i>Glass Fiber Reinforced Plastic</i>
N	<i>Flusso di Forza</i>
n	<i>Numero di campioni</i>
ν_{xy}	<i>Coefficiente di Poisson</i>
S_{n-1}	<i>Deviazione Standard</i>
σ	<i>Tensione</i>
t	<i>Spessore della lamina</i>
θ	<i>Angolo di rotazione della lamina</i>
UD	<i>UniDirezionale (in riferimento ad un laminato di materiale composito)</i>
V_0	<i>Frazione volumetrica del rinforzo a 0° nel laminato cross-ply</i>

1 Materiali Compositi

1.1 Introduzione

As the term indicates, "composite material" reveals a material that is different from common heterogeneous materials. Currently "composite materials" refers to materials having strong fibers – continuous or noncontinuous – surrounded by a weaker matrix material. [7]

Il legno ad esempio, composto da fibre di cellulosa con buone proprietà di resistenza e rigidità, e lignina, una matrice resinosa, risulta essere un materiale composito naturale, mentre il calcestruzzo, unione di cemento, sabbia e ghiaia è un materiale composito artificiale, ovvero creato dall'uomo.

Il termine "composito" comprende una vasta gamma di materiali, ma più significativa è l'estensione di questa definizione a quei materiali compositi detti "avanzati", che presentano elevate caratteristiche di leggerezza, resistenza e rigidità.

L'importanza di questi infatti, soprattutto in ambito strutturale, ha subito una notevole crescita solo negli ultimi anni e certamente il loro ruolo risulterà fondamentale per le tecnologie del futuro.

In particolar modo nel settore aeronautico, i compositi avanzati ricoprono una posizione ormai affermata. Anche nell'industria automobilistica e civile, però, ne vengono apprezzate le numerose virtù. Infatti, il vantaggio di abbinare elevate caratteristiche meccaniche a notevole leggerezza, ne ha consentito un'ampia diffusione.

Prendendo come esempio un materiale composito costituito da resina epossidica e fibre di carbonio, si può affermare come l'unione della leggerezza della matrice e delle elevate caratteristiche di resistenza e rigidità del rinforzo, consente di raggiungere proprietà meccaniche specifiche molto alte.

I materiali compositi sono dunque costituiti da più materiali diversi in forma solida che, insieme, assolvono a molteplici funzioni.

Più precisamente si tratta di materiali polifasici le cui fasi (ovvero, stato di aggregazione dei cristalli), chimicamente diverse, non possono essere trasformate le une nelle altre mediante trattamenti termici (una lega formata da differenti fasi come conseguenza di trattamenti termici o solidificazione non omogenea, infatti, non ne fa parte). Un ulteriore requisito per un materiale composito riguarda le quantità relative di ogni componente, le proporzioni devono essere ragionevoli. La soglia inferiore, in genere, si aggira attorno al 5% del peso totale.

Le fasi costituenti tali materiali sono divisibili in due categorie: la fase continua prende il nome di matrice mentre quella dispersa prende il nome di rinforzo. In genere, per usi strutturali, la fase dispersa varia mediamente attorno al 50-70 % del volume totale. Il rinforzo più utilizzato per componenti strutturali, per via delle prestazioni più elevate, è in forma fibrosa, ma vi sono anche rinforzi particellati (soprattutto per assolvere compiti funzionali). Vi è poi l'interfaccia, altresì importante, che permette l'adesione delle due fasi, talvolta si tratta di una vera e propria interfase disposta sulla superficie del rinforzo.

Ma perché sono presenti più fasi? Quali sono i compiti di ciascuna di esse?

Innanzitutto l'unione delle fasi permette di ottenere proprietà fisiche e chimiche superiori a quelle dei singoli costituenti. Ciò permette di sfruttare e migliorare i pregi dei materiali utilizzati e, nel contempo, di attenuarne i difetti. Gli aspetti principali che hanno decretato l'importanza di questi materiali, soprattutto in ambito aeronautico, includono: risparmio in peso dei singoli componenti (con le relative conseguenze sui consumi, sull'apparato motore...) e buona resistenza a fatica (il che allunga la vita ai componenti).

Il secondo vantaggio consiste nel diverso approccio permesso durante la fase di progettazione di un componente meccanico: diversamente dai materiali convenzionali infatti, le proprietà dei materiali compositi possono essere progettate contemporaneamente agli aspetti strutturali. Partendo dai requisiti funzionali del pezzo da progettare si definisce il materiale scegliendone la matrice, il rinforzo e la sua disposizione in funzione dei carichi di progetto e le tecnologie di produzione del materiale stesso.

L'orientamento del rinforzo, ad esempio, permette l'ottimizzazione delle proprietà meccaniche lungo una o più direzioni specifiche.

Ciascuna delle fasi assolve un compito specifico: la matrice mantiene le fibre separate, le protegge dagli attacchi esterni e trasferisce i carichi applicati al rinforzo ed il rinforzo, a sua volta, sostiene il carico fornendo la resistenza e la rigidità adeguate.

Ecco che è immediato capire come le caratteristiche di questi materiali dipendano notevolmente dal tipo di accoppiamento rinforzo-matrice scelto durante la progettazione, ed in particolare da:

- Frazione volumetrica delle singole fasi
- Tipo di materiale utilizzato per le fasi
- Forma e architettura del rinforzo (se particellare, fibre corte o fibre lunghe e relativo orientamento)
- Tecnologie di produzione

Per poter al meglio sfruttare le vantaggiose caratteristiche di questi materiali risulta di fondamentale importanza capire e conoscere con precisione come variano le caratteristiche meccaniche in relazione ai parametri sopra citati.

I materiali da utilizzare per realizzare le fibre vengono scelti in base alle applicazioni, e possono essere metallici, ceramici, polimerici e persino di origine vegetale (fibre di canapa, lino...) e minerale. Per applicazioni strutturali avanzate, per esempio, si usano fibre di carbonio, aramidiche e di vetro grazie alle elevate prestazioni meccaniche e termiche. Per applicazioni più specifiche, come ad esempio in ambito spaziale si usano fibre di carbonio, di boro, di allumina, di carburo di silicio.

Anche la struttura stessa del materiale può variare in base alle esigenze. I laminati sono materiali formati da più strati di lamine di materiale composito che possono essere orientate in modo diverso le une dalle altre in modo da ottimizzare il comportamento meccanico in una o più direzioni definite. I pannelli sandwich, invece, permettono di avere buone rigidità (per via degli spessori maggiori) con peso contenuto (tra i due strati di materiale composito si interpone ad esempio nido d'ape).

Date le molteplici possibilità di composizione e architettura di questi materiali, essi sono anisotropi e localmente anche disomogenei, per cui il loro comportamento meccanico è complesso (Si rimanda al paragrafo 1.4 la trattazione specifica delle proprietà meccaniche).

Sono quindi molti gli aspetti legati ai materiali compositi che devono essere approfonditi, poiché il loro utilizzo su larga scala risale a tempi relativamente recenti e l'esperienza e le conoscenze a riguardo sono limitate se confrontate con quelle acquisite per i materiali tradizionali.

1.1.1 Impieghi nel settore automobilistico

I materiali compositi sono usati in molte applicazioni, ma trovano maggior impiego in ambiti in cui leggerezza, resistenza e rigidità sono requisiti fondamentali. Molti componenti che venivano realizzati in metallo infatti, recentemente sono stati sostituiti da componenti in materiale composito.

Sicuramente queste necessità sono particolarmente sentite in ambito aeronautico, ma poiché il peso dei componenti strutturali ricopre un ruolo molto importante anche in ambito automobilistico, l'utilizzo di tali materiali è in continua crescita.

L'alleggerimento consente di migliorare l'efficienza energetica delle automobili, ovvero ridurre i consumi, le emissioni inquinanti e, a pari prestazioni, ridurre le dimensioni dell'impianto motore con un ulteriore risparmio di carburante utilizzato.

Tra i compositi, quelli a matrice polimerica e fibre di vetro sono certamente più accessibili grazie al costo inferiore. Negli ultimi anni però stanno assumendo un'importanza sempre maggiore, soprattutto per componenti strutturali (il che ne giustifica il costo maggiore), i compositi con rinforzo in fibra di carbonio.

L'utilizzo significativo di compositi rinforzati con fibra di vetro per componenti strutturali, ad esempio, può portare, rispetto ai materiali tradizionalmente utilizzati, a riduzioni in peso del veicolo fino al 20/30 %,

mentre l'utilizzo di compositi rinforzati con fibra di carbonio può portare ad un alleggerimento addirittura del 40/60 % [14].

Nonostante il costo più elevato i CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) trovano notevoli applicazioni in automobili da competizione. L'introduzione dello chassis completamente in materiale composito è stato infatti uno degli sviluppi più significativi nella storia delle competizioni Grand Prix: i vantaggi tecnologici offerti da questo nuovo tipo di materiale hanno permesso di ottenere veicoli più leggeri, più veloci e più sicuri rispetto al passato. In questo ambito, ovviamente, la selezione delle fibre e della resina ricopre un ruolo fondamentale. Di fatto, i componenti devono essere in grado di assorbire gli impatti garantendo la sicurezza del pilota e nel contempo devono resistere alle alte temperature che si sviluppano nell'intorno del gruppo motore (soprattutto in corrispondenza dello scarico).

La figura 1 mostra i componenti realizzati in materiale composito nella Bloodhound SSC, veicolo creato con l'intento di superare il record di velocità su terra dei 1000 mph.

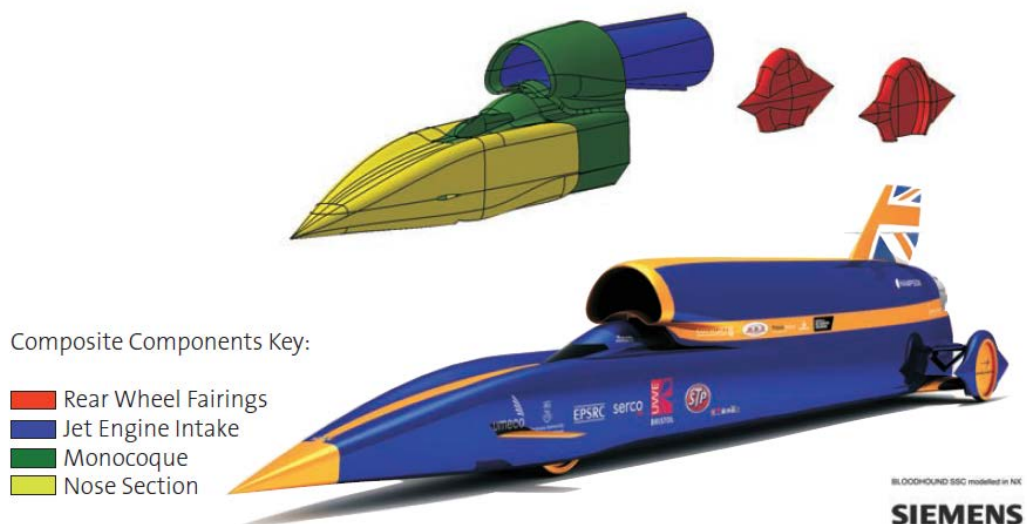


Figura 1 – BLOODHOUND SSC (SuperSonic Car): Componenti in materiale composito (Advanced Composites Group's - a division of Umeco Composites)

L'utilizzo di materiali compositi in ambito automobilistico incontra però alcuni ostacoli:

- Costi certamente maggiori rispetto ai materiali tradizionali
- Dati di progetto, metodi di test, strumenti di calcolo ancora poco definiti
- Tecniche di giunzione rapide ancora in via di sviluppo
- Produttività inferiore
- Tecnologie di riciclaggio e riparazione ancora immature o costose

Tra questi però il problema dei costi è certamente quello più sentito, soprattutto per quanto riguarda i compositi in fibra di carbonio (la fibra di carbonio ha costi elevati dovuti al tipo di precursori utilizzati e all'investimento necessario per le attrezzature richieste per la produzione).

1.2 CFRP

I CFRP sono materiali compositi costituiti da una matrice polimerica ed un rinforzo in fibra di carbonio. Questo tipo di materiale si sta diffondendo molto rapidamente in tutte le applicazioni, a partire da quelle aeronautiche (in cui probabilmente ricopre un ruolo maggiore) grazie alle elevate prestazioni specifiche (rapporti resistenza-densità, rigidità-densità, etc...).

Nonostante l'alto costo e l'intrinseca fragilità, le fibre di carbonio presentano elevate resistenze e rigidità specifiche.

Queste fibre sono ottenute a partire da un precursore polimerico (il più diffuso è il PAN – Poliacrilonitrile, ma vi sono anche rayon e pece) sottoposto a processi di ossidazione controllata, carbonizzazione o grafitizzazione, in base alle caratteristiche meccaniche desiderate¹. Le fibre ottenute mediante carbonizzazione, infatti, presentano elevate resistenze meccaniche ma moduli più bassi di quelle ottenute tramite grafitizzazione. Da qui nasce la differenza fra fibre di carbonio ad alta resistenza e fibre di carbonio ad alto modulo.

A titolo di esempio si riporta la seguente tabella, che mostra le proprietà meccaniche e fisiche di differenti tipi di fibra di carbonio:

Fibra	Resistenza a trazione [MPa]	Modulo elastico a trazione [GPa]	Allungamento [%]	Densità [g/cm ³]
T300	3530	230	1,5	1,76
T1000GB	6370	294	2,2	1,8
M55J	4020	540	0,8	1,91
M30SC	5490	294	1,9	1,73

Tabella 1 – Proprietà di fibre di carbonio Toray Industries Inc.

¹ Vi è infatti un legame fra il trattamento termico e le proprietà meccaniche delle fibre di carbonio: la morfologia delle fibre va incontro ad una struttura cristallina grafiteica più la temperatura durante il trattamento termico è elevata, con le relative conseguenze. In pratica però, fibre di carbonio derivanti da PAN raggiungono un picco massimo di resistenza attorno ai 1500°C.

Una possibile classificazione basata sul valore del modulo elastico longitudinale è la seguente:

- Standard modulus fino a 250 GPa
- Intermediate modulus 250-350 GPa
- High modulus 350-500 GPa
- Ultra high modulus oltre 500 GPa

La matrice polimerica è generalmente di tipo termoindurente in quanto essa presenta una maggior facilità di produzione (la bassa viscosità dei costituenti in fase di reticolazione consente una buona bagnabilità delle fibre), ed è caratterizzata da migliori proprietà meccaniche unitamente a temperature di servizio più elevate rispetto a quelle di tipo termoplastico.

Le resine termoindurenti hanno un comportamento elasto-fragile praticamente indipendente dalla temperatura, fino al raggiungimento della soglia di degradazione. Non fondono dunque e non possono essere più modificate una volta avvenuta la reticolazione. Presentano però densità bassa, per cui alti valori di resistenza e moduli specifici.

Tra le resine termoindurenti le più utilizzate come matrici di materiali compositi per impieghi strutturali sono quelle epossidiche, grazie alle migliori proprietà meccaniche, alla buona adesione alle fibre e alla bassa contrazione durante il processo di reticolazione.

La tecnologia di produzione dei materiali compositi viene scelta tenendo presente la forma e le dimensioni del componente finale e le proprietà meccaniche richieste, il tutto in modo da minimizzare l'introduzione di difetti nel materiale (fibre non perfettamente allineate, tensioni interne residue, porosità, adesione...).

Una tecnologia di produzione dei CFRP consiste in una procedura di stratificazione (lay-up) di preimpregnati (fibre unidirezionali o tessuti impregnati di resina), una formatura in stampo ed una reticolazione controllata in autoclave. Il processo di cura viene definito da una combinazione ottimale di calore e pressione, per ottenere la quale si segue un processo chiamato "Sacco a vuoto". In tale processo il componente viene

messo sottovuoto entro un sacco (formato da vari strati ognuno dei quali assolvono una precisa funzione) ed inserito in autoclave.

Questo processo permette di ottenere forme anche complesse ma ad un livello di produttività piuttosto limitato. Esistono tecniche più veloci ed efficienti, utilizzate per geometrie semplici, come la pultrusione e il filament winding, che permettono di aumentare la produzione in serie dei componenti. Di recente impiego, invece, è il processo chiamato Resin Transfer Moulding, il quale permette di ottenere forme anche complesse con una produttività più elevata rispetto al *lay-up* manuale.

1.3 Laminati

Come già accennato, si definisce laminato un materiale costituito mediante la sovrapposizione di più strati, o lamine, di materiale composito. Tali strati possono essere unidirezionali (se le fibre sono disposte tutte lungo una stessa direzione all'interno della lamina) o tessuti.

L'orientamento delle fibre permette l'ottimizzazione del comportamento meccanico lungo una o più direzioni specifiche.

Facendo riferimento alle figure seguenti è possibile identificare il diverso comportamento di una lamina unidirezionale sottoposta ad un carico longitudinale, ovvero in direzione delle fibre (Figura 2) e trasversale, ovvero in direzione perpendicolare alle fibre (Figura 3). Dal confronto delle due figure si intuisce come, nel primo caso siano le fibre a reagire al carico garantendo un'elevata resistenza, nel secondo caso invece sia la resina a sostenere il carico fornendo dunque una resistenza nettamente inferiore [7].

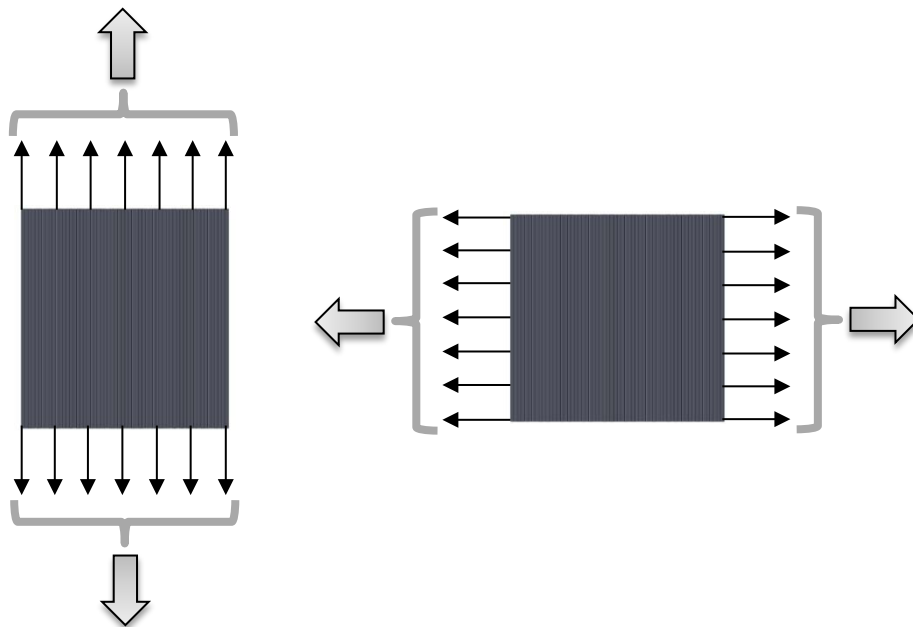


Figura 2, 3 - Lamina caricata rispettivamente in direzione assiale ed in direzione perpendicolare al rinforzo

Per questo risulta di fondamentale importanza conoscere come l'orientamento delle diverse lamine sovrapposte determina la resistenza del laminato, in riferimento alla direzione di applicazione del carico.

Si considerino i casi seguenti:

- Laminato unidirezionale con orientamento 0° : le lamine che costituiscono il laminato sono orientate tutte nella stessa direzione che coincide con la direzione di massima resistenza e massimo modulo elastico, i quali raggiungono un minimo a 90° .
- Laminato composto da due lamine ortogonali con orientamento a 0° e a 90° rispettivamente: le caratteristiche di resistenza meccanica sono uguali nelle due direzioni, così come il modulo elastico, ma presentano un minimo nelle direzioni intermedie a $\pm 45^\circ$.

A titolo di esempio, il grafico seguente fornisce l'andamento del modulo elastico longitudinale del laminato al variare dell'angolo di orientamento θ per quattro tipologie di materiali compositi diversi.

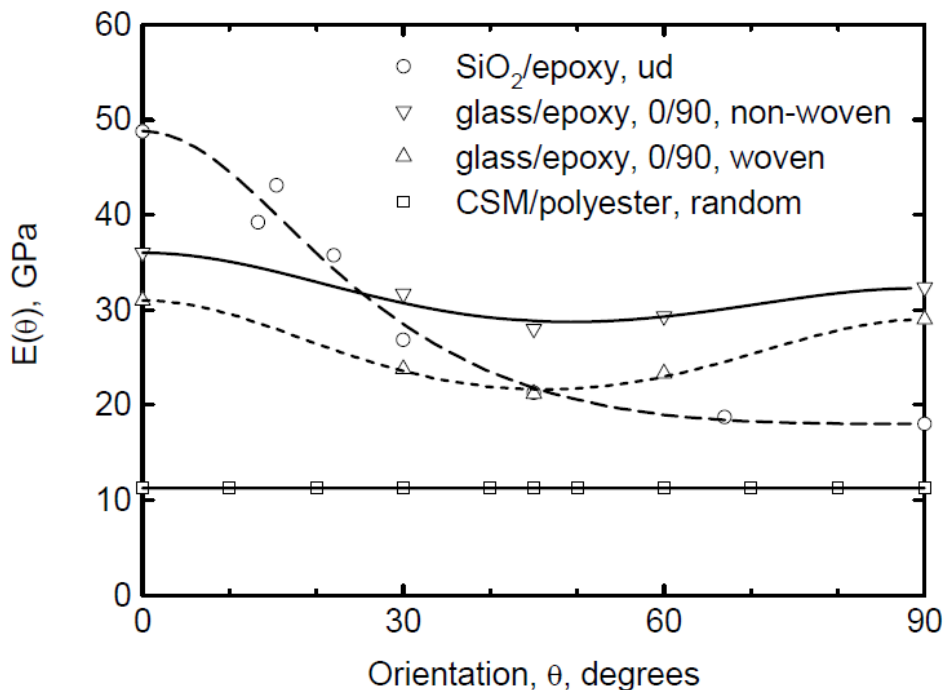


Grafico 1 – Dipendenza del modulo di Young dall'orientamento per quattro tipologie di GFRP [8]

Per determinare le proprietà di un laminato è indispensabile conoscere la risposta elastica di una singola lamina unidirezionale al variare del suo orientamento. Tale necessità risulterà più chiara nel paragrafo 1.4.

1.3.1 Sequenza di laminazione [7]

La sequenza di laminazione viene identificata a partire dalla lamina inferiore. Per ogni strato viene indicato l'orientamento, separato da quello successivo mediante una barra obliqua "/". Se più lamine adiacenti presentano lo stesso orientamento esso viene riportato un'unica volta, seguito però da un pedice numerico indicante il numero di lamine identiche.

Se poi il laminato è simmetrico rispetto al suo piano medio (identificato con il piano a metà spessore del laminato), viene riportata fra parentesi solo metà sequenza di laminazione, usando il pedice s alla fine.

Se infine il numero di strati del laminato è dispari, l'orientamento della lamina giacente nel piano medio viene contrassegnato con un tratto superiore.

La tabella seguente mostra un esempio di sequenza di laminazione che riassume quanto finora descritto. Si tratta di un laminato simmetrico, composto da sette *plies* con orientamento a 0° e a 90° .

Numero lamina	Orientamento	Notazione
1	90°	[90/0 ₂ / $\overline{90}$] _s
2	0°	
3	0°	
4	90°	
5	0°	
6	0°	
7	90°	

Tabella 2 – Esempio di sequenza di laminazione

1.4 Analisi delle caratteristiche meccaniche dei materiali compositi con rinforzo a fibre lunghe

Come già accennato nel paragrafo 1.1, i materiali compositi sono materiali anisotropi e non omogenei, con proprietà fortemente dipendenti dalla direzione del carico applicato.

Queste caratteristiche permettono lo sviluppo di tre distinti livelli di studio delle proprietà:

- 1) *Livello micromeccanico* il quale descrive come l'interazione tra le fasi costituenti il materiale si rifletta sulle proprietà complessive
- 2) *Livello macromeccanico* che ne esamina le proprietà medie grazie all'ipotesi di omogenizzazione (il materiale composito viene assunto continuo, omogeneo, fortemente anisotropo)
- 3) *Livello del laminato*, di ordine superiore rispetto agli altri due, il quale permette di valutare come l'orientamento delle diverse lamine sovrapposte influisca sulle proprietà meccaniche del laminato

Nel presente capitolo verranno trattati solo gli ultimi due livelli. Per approfondimenti relativi al primo livello si rimanda a [12] dal quale vengono tratte anche le analisi a seguire (ad esclusione della notazione adottata per i coefficienti di Poisson).

1.4.1 Livello macromeccanico

Si assume innanzitutto la lamina come materiale elastico anisotropo. L'assunzione di comportamento elastico è ragionevole² in quanto i materiali compositi presentano una relazione pressoché lineare tra tensione e deformazione praticamente fino al carico di rottura (si è già accennato alla loro rottura fragile, ovvero senza possibilità di deformazione plastica).

² Affermazione applicabile solo alle proprietà dominate dal comportamento delle fibre.

Poiché la legge anisotropa prevede, in via generale, un accoppiamento totale tra il vettore degli sforzi e quello delle deformazioni (entrambi con 6 componenti nel sistema di riferimento cartesiano $\{x; y; z\}$) la matrice di rigidità $[D]$, ovvero la matrice “responsabile” di tali accoppiamenti, viene ad essere completa e dunque composta da 36 componenti. Grazie all’ipotesi di comportamento elastico, però, è possibile dimostrare che tale matrice è simmetrica, per cui le costanti indipendenti che la costituiscono vengono ridotte a 21. Il legame che si ottiene è il seguente:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} & D_{15} & D_{16} \\ Sim & D_{22} & D_{23} & D_{24} & D_{25} & D_{26} \\ Sim & Sim & D_{33} & D_{34} & D_{35} & D_{36} \\ Sim & Sim & Sim & D_{44} & D_{45} & D_{46} \\ Sim & Sim & Sim & Sim & D_{55} & D_{56} \\ Sim & Sim & Sim & Sim & Sim & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

Equazione 1

Un’ulteriore semplificazione deriva dalle proprietà di simmetria che i materiali compositi a rinforzo fibroso presentano. Sono infatti individuabili uno o più piani di simmetria nel materiale. In particolare per materiali compositi a rinforzo fibroso unidirezionale i piani di simmetria sono tre, fra loro ortogonali, come evidenziato in figura 4.

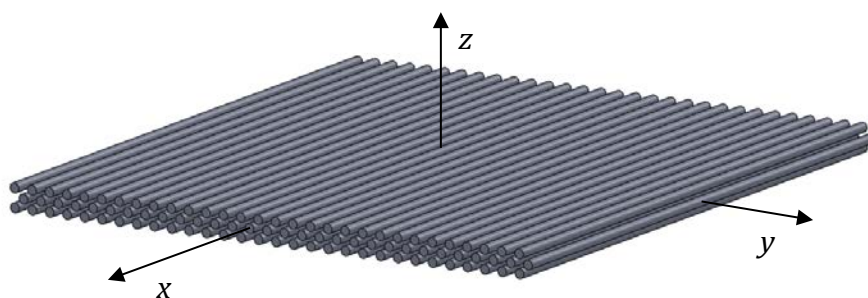


Figura 4 – Sistema di riferimento assi lamina

Tali piani di simmetria permettono di individuare un sistema di assi di riferimento $\{x; y; z\}$ all’interno del materiale, chiamato *assi lamina*. In genere si considera l’origine di tale sistema giacente nel piano medio della lamina,

l'asse x coincidente con la direzione delle fibre, l'asse y nel piano medio e perpendicolare all'asse x e l'asse z in direzione dello spessore.

I materiali con queste caratteristiche vengono detti *ortotropi* e presentano una matrice di rigidezza composta da 9 costanti indipendenti:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Sim & D_{22} & D_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Sim & Sim & D_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & D_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

Equazione 2

L'ortotropia mantiene dunque, fuori dalla diagonale, soltanto gli accoppiamenti fra le deformazioni assiali e gli sforzi ad esse trasversali.

Introducendo le costanti ingegneristiche caratterizzanti tali legami si ottiene:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & \frac{-\nu_{yx}}{E_y} & \frac{-\nu_{zx}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & \frac{-\nu_{zy}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{xz}}{E_x} & \frac{-\nu_{yz}}{E_y} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{zx}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}$$

Equazione 3

in cui, E_i sono i moduli elastici, costanti di proporzionalità nelle tre direzioni, longitudinale e trasversali, ν_{ij} sono i coefficienti di Poisson (con i l'asse relativo alla sollecitazione e j quello relativo alla contrazione), responsabili dell'accoppiamento fra deformazioni assiali e sforzi ad esse trasversali e G_{ij} sono i moduli di rigidezza a taglio.

La matrice caratterizzante l'ultima relazione viene detta matrice di cedevolezza ed è l'inverso della matrice di rigidità inizialmente esposta; anch'essa risulta essere simmetrica.

E' possibile infine osservare che un materiale composito formato da lamine unidirezionali presenta un'isotropia trasversale, ovvero un'ortotropia sommata ad infiniti piani di simmetria attorno all'asse lamina x . Tale caratteristica non modifica il numero delle componenti non nulle della matrice di cedevolezza, bensì impone l'equivalenza delle proprietà nelle due direzioni assi lamina y e z .

Si possono allora ridurre le notazioni finora utilizzate, indicando la direzione del rinforzo con la lettera a (assiale), mentre la generica direzione perpendicolare ad essa con la lettera t (trasversale).

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_a} & \frac{-\nu_{ta}}{E_t} & \frac{-\nu_{ta}}{E_t} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{at}}{E_a} & \frac{1}{E_t} & \frac{-\nu_t}{E_t} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{at}}{E_a} & \frac{-\nu_t}{E_t} & \frac{1}{E_t} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\nu_t)}{E_t} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{ta}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{ta}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}$$

Equazione 4

Le equazioni finora introdotte prendono in esame uno stato di sforzo generico tridimensionale. Sotto determinate condizioni è però verosimile approssimare il carico agente su un laminato di piccolo-medio spessore mediante uno stato di sollecitazione piano.

L'equazione costitutiva viene semplificata (scompaiono tutti i pedici contenenti l'asse z):

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & \frac{-\nu_{yx}}{E_y} & 0 \\ \frac{-\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}$$

Equazione 5

Rimangono dunque quattro costanti indipendenti: E_x , E_y , ν_{xy} (ν_{yx} è determinata grazie alla simmetria) e G_{xy} .

Per finire si consideri un sistema di riferimento ruotato di un angolo θ rispetto al sistema di riferimento assi lamina, come da figura 5, e si pensi di voler esprimere il "nuovo" legame sforzo-deformazione.

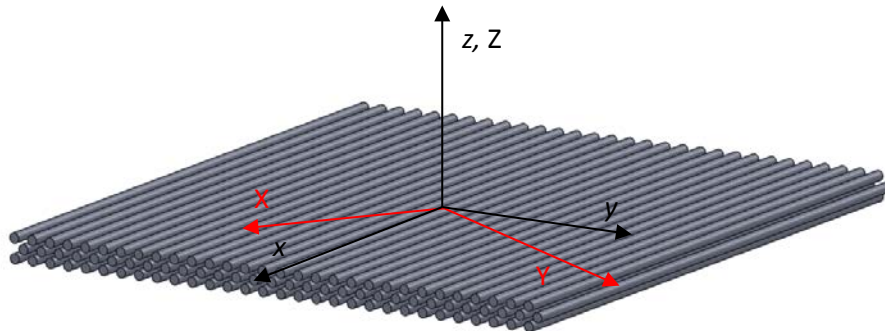


Figura 5 – Rotazione assi di riferimento nel piano

A tal proposito interviene la matrice di rotazione $[T]$, in equazione 6. Essa permette di ruotare le componenti del tensore di deformazione e di sforzo dal nuovo sistema di riferimento al precedente; l'inversa di tale matrice invece permette l'operazione contraria.

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2\vartheta & \sin^2\vartheta & 2\sin\vartheta\cos\vartheta \\ \sin^2\vartheta & \cos^2\vartheta & -2\sin\vartheta\cos\vartheta \\ -\sin\vartheta\cos\vartheta & \sin\vartheta\cos\vartheta & \cos^2\vartheta - \sin^2\vartheta \end{bmatrix}$$

Equazione 6

E' necessario però tenere presente che le componenti del tensore di deformazione non prevedono lo scorrimento γ_{xy} , bensì la sua metà, si introduce dunque anche la matrice [R]:

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$$

Equazione 7

Essendo infine [Q] la matrice di rigidità nel piano è possibile riscrivere il legame sforzo-deformazione nel nuovo sistema di riferimento come segue:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{XX} \\ \sigma_{YY} \\ \tau_{XY} \end{Bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T][R]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{XX} \\ \varepsilon_{YY} \\ \gamma_{XY} \end{Bmatrix}$$

Equazione 8

oppure, in termini diversi

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{XX} \\ \sigma_{YY} \\ \tau_{XY} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{Bmatrix} \varepsilon_{XX} \\ \varepsilon_{YY} \\ \gamma_{XY} \end{Bmatrix}$$

Equazione 9

Vale, dunque, anche l'inversa:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{XX} \\ \varepsilon_{YY} \\ \gamma_{XY} \end{Bmatrix} = [\bar{S}] \begin{Bmatrix} \sigma_{XX} \\ \sigma_{YY} \\ \tau_{XY} \end{Bmatrix}$$

Equazione 10

Le matrici $[\bar{Q}]$ ed $[\bar{S}]$ sono, rispettivamente, le matrici di rigidità e cedevolezza nel nuovo sistema di riferimento le quali, a differenza di quelle definite negli assi lamina, possono essere piene.

1.4.2 Livello del laminato: teoria classica della laminazione

Si passa ora all'analisi delle proprietà meccaniche di un laminato di materiale composito, il quale può essere pensato come una stratificazione di lamine ortotrope, attraverso la teoria della laminazione.

A partire dalla teoria delle piastre, la quale descrive il comportamento strutturale dei corpi sottili, si definisce lo stato di deformazione in un generico punto della piastra in funzione dei vettori di deformazione nel piano medio $\{\varepsilon_0\}$ e del vettore dei raggi di curvatura $\{\kappa\}$:

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_0\} + z\{\kappa\}$$

Equazione 11

con z distanza del generico punto dal piano medio.

Tale relazione può, con buona approssimazione, essere usata per descrivere la deformata di un laminato di medio-piccolo spessore nel sistema di riferimento assi laminato.

Come detto, però, un laminato è composto da N lamine sovrapposte ciascuna delle quali aventi un sistema di riferimento assi lamina che può non essere allineato con quello assi laminato.

Il sistema di riferimento assi laminato presenta l'asse z in direzione dello spessore, con l'origine nel piano medio e, per convenzione, rivolto verso il basso.

Indicando lo spessore del laminato con TH , quello delle singole lamine th_i e la quota a partire dal piano medio al bordo più vicino della lamina i -esima con Z_i , è possibile scrivere:

$$th_i = Z_i - Z_{i-1}$$

$$TH = \sum_{i=1}^N th_i$$

$$z_i = \frac{Z_i + Z_{i-1}}{2}$$

Equazione 12, 13, 14

dove z_i rappresenta la quota del piano medio della i -esima lamina.

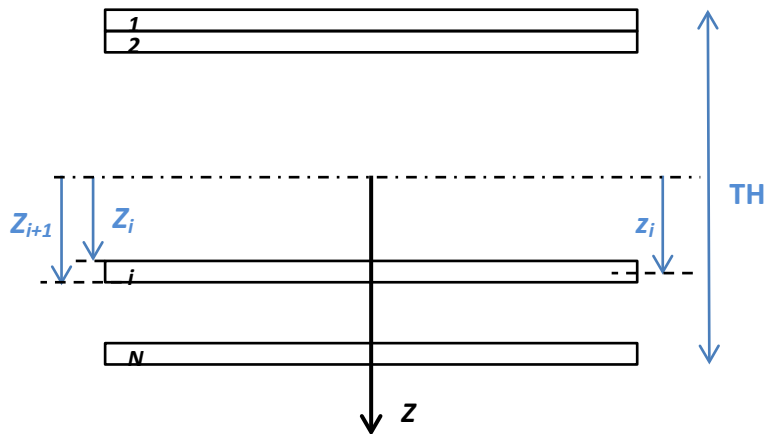


Figura 5 – Riferimenti delle lamine all'interno del laminato

Grazie alla matrice di rotazione introdotta nel paragrafo precedente è possibile individuare gli stati di sollecitazione della singola lamina (sempre in assi laminato) a partire dalla deformata del laminato e dalle rigidità locali della lamina, come segue:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{XX} \\ \sigma_{YY} \\ \tau_{XY} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}]_i \begin{Bmatrix} \varepsilon_{XX} \\ \varepsilon_{YY} \\ \tau_{XY} \end{Bmatrix}$$

Equazione 15

e da essi i flussi di forze e momento dell'intero laminato (integrando le sollecitazioni nello spessore totale):

$$N_X = \int_{-TH/2}^{TH/2} \sigma_{XX} dz \quad \text{Equazione 16}$$

$$N_Y = \int_{-TH/2}^{TH/2} \sigma_{YY} dz \quad \text{Equazione 17}$$

$$N_{XY} = \int_{-TH/2}^{TH/2} \tau_{XY} dz \quad \text{Equazione 18}$$

$$M_X = \int_{-TH/2}^{TH/2} \sigma_{XX} z dz \quad \text{Equazione 19}$$

$$M_Y = \int_{-TH/2}^{TH/2} \sigma_{YY} z dz \quad \text{Equazione 20}$$

$$M_{XY} = \int_{-TH/2}^{TH/2} \tau_{XY} z dz \quad \text{Equazione 21}$$

A partire dall'equazione 15 si ottiene la seguente espressione per il laminato:

$$\int_{-TH/2}^{TH/2} \begin{Bmatrix} \sigma_{XX} \\ \sigma_{YY} \\ \tau_{XY} \end{Bmatrix} dz = \sum_{i=1}^N \int_{Z_{i-1}}^{Z_i} \begin{bmatrix} \overline{Q_{11}} & \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{16}} \\ \overline{Q_{21}} & \overline{Q_{22}} & \overline{Q_{26}} \\ \overline{Q_{61}} & \overline{Q_{62}} & \overline{Q_{66}} \end{bmatrix} (\{\varepsilon_0\} + z\{\kappa\}) dz$$

Equazione 22

ovvero:

$$\begin{Bmatrix} N_X \\ N_Y \\ N_{XY} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} \{\varepsilon_0\} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \{\kappa\}$$

Equazione 23

Si può notare allora come i flussi delle forze in un laminato composto da una stratificazione di lamine ortotrope siano dovuti a due diversi contributi: membranale, legato alla deformazione del piano medio, e di accoppiamento membranale-flessionale, causato dalla curvatura del laminato stesso.

Analogamente, moltiplicando l'equazione 15 per z (prima di svolgere l'operazione di integrazione), si ottengono i flussi di momento:

$$\begin{Bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_{XY} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \{\varepsilon_0\} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \{\kappa\}$$

Equazione 24

In quest'ultimo caso si può notare che i flussi di momento sono legati alla deformazione del laminato mediante la matrice di accoppiamento membranale-flessionale [B] e alle curvature mediante quella di rigidità flessionale [D].

E' possibile dimostrare che un laminato *simmetrico* non presenta l'accoppiamento membranale-flessionale in quanto i contributi in [B] delle due lamine simmetriche si compensano.³ Inoltre, in caso di laminato *equilibrato*, i termini di accoppiamento fra estensione e taglio membranale $A_{16}=A_{61}$ e $A_{26}=A_{62}$ scompaiono in quanto i contributi forniti da due lamine identiche ma con orientamento rispettivamente $+\theta$ e $-\theta$ sono uguali e opposti. Se infine il laminato è *bilanciato* (o antisimmetrico) anche i termini $D_{16}=D_{61}$ e $D_{26}=D_{62}$ vengono eliminati.

L'unica condizione di laminato contemporaneamente simmetrico e bilanciato si ottiene per sequenze di laminazione $[(90/0)_n]_s$ in quanto l'orientamento $\pm\theta$ è indifferente.

³ La simmetria del laminato non viene alterata se al centro della sequenza di laminazione vi è una lamina a 0° o 90° (come nell'esempio riportato in tabella 2).

2 Combined Loading Compression

2.1 Introduzione

L'analisi meccanica delle proprietà a compressione dei materiali compositi avanzati è stata oggetto di ricerca solo a partire dagli anni '70. Fino ad allora infatti, si era assunto, in fase di progettazione, che la resistenza a compressione di tali materiali fosse uguale a quella a trazione, e dunque non risultava necessario lo sviluppo di un'attrezzatura di prova specifica.

Il primo Standard ASTM riguardante prove a compressione viene pubblicato nel 1975 (ASTM D3410). Negli anni successivi, l'enorme contributo proveniente dai centri di ricerca universitari ed industriali ha reso possibile lo sviluppo di diversi apparati di prova e la pubblicazione delle relative standardizzazioni.

Nel prossimi paragrafi si possono trovare riassunte le caratteristiche principali dei più conosciuti metodi di prova a compressione attualmente utilizzati, ad eccezione del metodo utilizzato nella caratterizzazione meccanica affrontata in questa relazione, il Combined Loading Compression Test Method, del quale viene proposta una trattazione più approfondita.

2.2 Metodi di prova a compressione

La corretta misura delle caratteristiche a compressione dei materiali compositi avanzati non è semplice da ottenere.

Le difficoltà che si incontrano sia nel progetto di nuove metodologie che nell'applicazione di quelle esistenti sono numerose, tra le quali:

- Problemi associati all'introduzione del carico il quale deve essere il più possibile allineato alla direzione principale del rinforzo
- Uniformità dello stato tensionale
- Accettabilità dei modi di rottura (la rottura deve avvenire in una regione specifica del provino e sotto determinate condizioni. Se ad esempio il provino durante l'applicazione del carico va in instabilità flessionale, la prova viene annullata)
- Necessità di procedure di acquisizione dei dati semplici ed adeguate
- Requisiti sul provino (tolleranze dimensionali, richiesta di *tabs* alle estremità di afferraggio, etc...)
- Requisiti sull'attrezzatura (tolleranze dimensionali, dimensioni, peso, costo, affidabilità, etc...)
- Rappresentatività dei risultati

A partire dagli anni '70 sono state sviluppate attrezzature molto complesse, principalmente atte a prevenire l'instabilità flessionale (o di Eulero) dei campioni durante la prova. Spesso però, i vincoli introdotti sul provino non erano rappresentativi delle naturali condizioni di carico.

La convalida delle attrezzature di prova che via via venivano sviluppate partiva dunque da una domanda comune: *il valore di resistenza ottenuto (in genere inferiore al corrispondente valore di resistenza a trazione) rispecchia il comportamento del materiale oppure è conseguenza di una procedura di prova inappropriata?* [8]

Le valutazioni espresse nei paragrafi a seguire provengono dalle numerose analisi e prove condotte al fine di rispondere a tale domanda.

Elencati in seguito si possono trovare i metodi a compressione dei quali verrà fornita una trattazione sintetica:

- a) *Shear Loaded Specimen Test Methods* (il provino viene caricato a taglio): il problema tipico di queste configurazioni è la concentrazione delle tensioni alle estremità del campione dovuta alla coppia di serraggio necessaria per l'introduzione del carico.
 - Celanese (ASTM D 3410)
 - IITRI (ASTM D 3410)
- b) *End Loaded Specimen Test Methods* (il provino viene caricato alle estremità): la criticità di queste metodologie di carico consiste nella possibilità di schiacciamento e frantumazione delle estremità del provino (end crushing).
 - ASTM D 695 Modificato
- c) *Sandwich-Beam Specimen Test Methods*
 - ASTM D 5467

2.2.1 Celanese Test Method

L'attrezzatura Celanese, sviluppata dalla Celanese Corp. agli inizi degli anni '70, è stata la prima attrezzatura di prova a compressione ad essere standardizzata da ASTM nel 1975.

Come già accennato, questo metodo trasferisce il carico al provino a taglio, tramite tabs vincolati alle sue estremità. Le superfici di presa consistono in un cono separato in due parti, come mostrato in figura 6.

Come tutti i metodi che trasmettono il carico a taglio si può sviluppare un problema di concentrazione, e dunque di non uniformità, dello stato tensionale in corrispondenza della zona di afferraggio del campione.

Il grado di tolleranza dimensionale richiesto all'attrezzatura ed al campione inoltre è molto severo. Ad esempio, affinché l'accoppiamento campione-superfici di presa sia corretto, il campione deve rispettare una tolleranza di $\pm 0.002''$ nello spessore. Per via di questa sensibilità i risultati riportati in letteratura mostrano variazioni molto ampie.

Il problema principale di questa attrezzatura, però, consiste nell'inflessione (con rischio dunque di raggiungere l'instabilità) indotta al provino dalla particolare disposizione delle superfici di presa (cone-in-cone).

La figura seguente riporta l'attrezzatura del metodo Celanese nei dettagli:

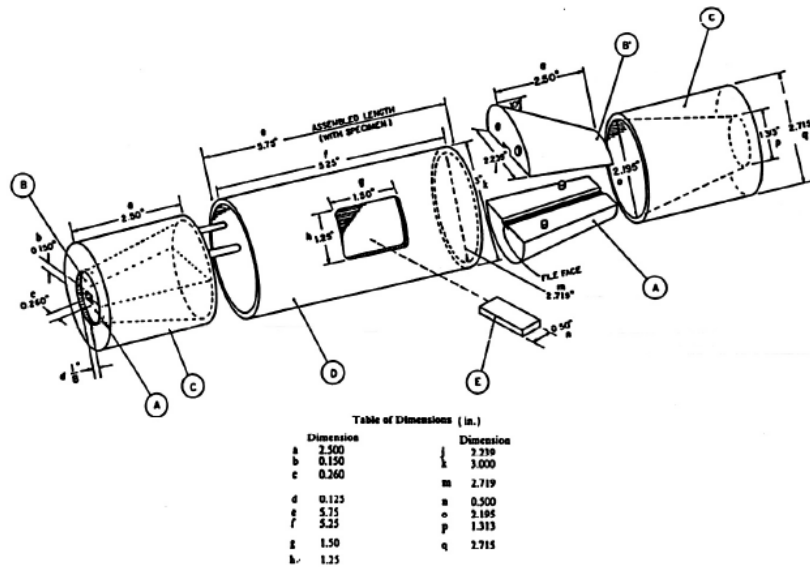


Figura 6 – Celanese Test Fixture

2.2.2 IITRI Test Method

In risposta alla Celanese Corp., l'*Illinois Institute of Technology Research Institute* (IITRI) sviluppa, negli anni a seguire, una nuova attrezzatura, radicalmente differente, con lo scopo di minimizzare i difetti riscontrati nella precedente.

Tale attrezzatura viene normata ed inserita, insieme al metodo Celanese, in ASTM D 3410⁴ solamente nel 1987.

⁴ ASTM D 3410 è stata la prima normativa contenente una standardizzazione di un metodo a compressione. Essa viene creata ad hoc per il metodo Celanese nel 1975. Nel 2003 però tale metodo viene eliminato dalla normativa che al giorno d'oggi contiene solo l'IITRI.

Come si nota in figura 7 i cunei di presa non sono più conici bensì piatti, il che semplifica l'allineamento e minimizza il problema dell'inflessione.

Non emergono particolari problematiche se non quelle associate a tutti i metodi di compressione che inducono il carico al provino mediante taglio. I risultati ottenibili sono infatti di ottima qualità e spesso vengono usati come standard di confronto per la convalida di metodi innovativi.

Gli unici limiti di questa metodologia di prova sono le dimensioni ed il peso dell'attrezzatura notevoli (peso totale oltre i 40 kg dei quali ben 16 relativi alla parte mobile inferiore) ed il costo di realizzazione della stessa (circa il doppio rispetto alla Celanese, già molto costosa per via della sua complessità).

Le elevate dimensioni influiscono inoltre anche sulla velocità delle procedure di prova nel caso in cui la temperatura richiesta fosse diversa da quella ambiente (serve più tempo per portare l'attrezzatura allo stato di equilibrio termico).

In figura 7 l'attrezzatura nei suoi componenti.

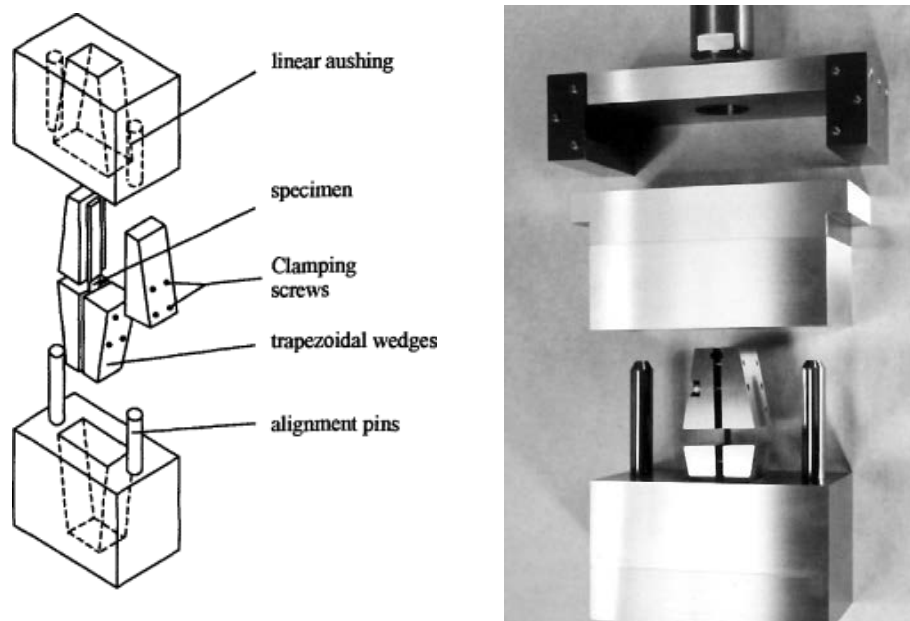


Figura 7 – IITRI Test Fixture

2.2.3 ASTM D695 Mod Test Method

Durante i primi anni '80, la Boeing Co. e l'Hercules Inc. sviluppano un nuovo metodo di test a compressione per i materiali compositi apportando radicali modifiche al metodo ASTM D 695, progettato appositamente per plastiche rigide non rinforzate. Tali modifiche non sono però mai state inserite in normativa ASTM.

La modifica principale è stata quella di sostituire il campione ad "osso di cane" con un campione rettilineo fornito di tabs. I tabs vengono introdotti per limitare il problema della frantumazione delle estremità del provino, tipica degli *End Loaded Specimen Test Methods*.

Affinché il carico possa essere introdotto uniformemente e opportunamente allineato in direzione longitudinale, le estremità del provino devono essere il più parallele e piatte possibile.

Il limite maggiore del metodo consiste, però, nell'impossibilità di installare estensimetro (o estensometro). Infatti la lunghezza di gage (regione libera nella quale si richiede avvenga la rottura del campione e nella quale si installano gli strumenti per la misura della deformazione) è notevolmente ridotta (circa 4,8 mm). Nel caso si volesse calcolare anche il modulo elastico è necessario dunque un secondo campione privo di tabs.

Di seguito due immagini dell'attrezzatura:

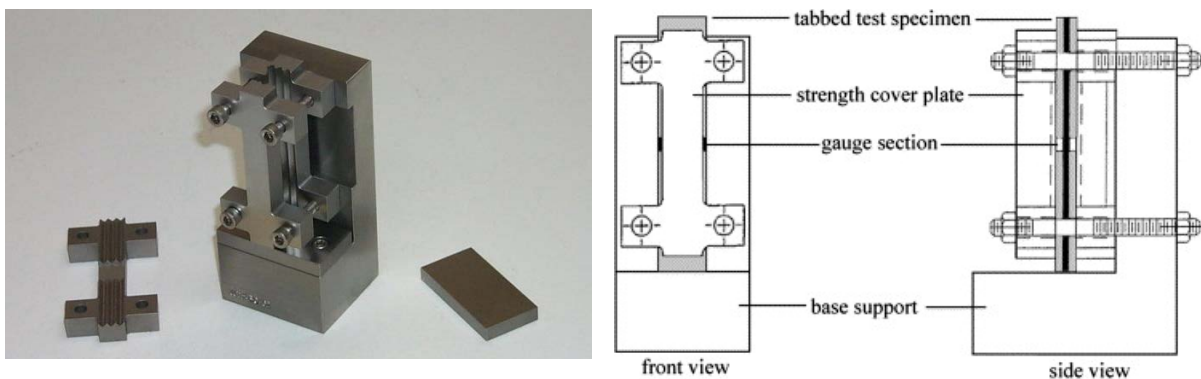


Figura 8 – ASTM D 695 Mod. Test Fixture

2.2.4 ASTM D 5467 Test Method

Questo metodo entra in ASTM D 3410 insieme ai metodi IITRI e Celanese nel 1987. Nel 1993 viene poi cancellato ed inserito in ASTM D 5467, da cui prende il nome.

Il provino presenta una struttura a sandwich con cuore a nido d'ape, mostrata in figura:

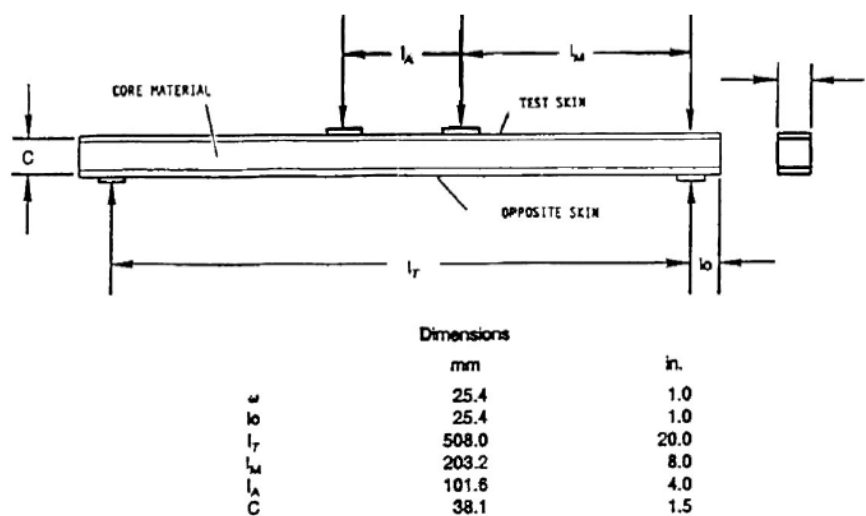


Figura 9 – Campione sandwich

Lo strato sottoposto a compressione, costituito dal materiale composito di cui si vogliono ottenere le caratteristiche, è molto sottile rispetto alle dimensioni del campione, per cui risulta essere, in prima approssimazione, in uno stato di compressione uniforme.

I risultati ottenibili sono molto sensibili a qualsiasi cedimento prematuro del materiale inserito fra i due strati di composito ed al loro legame adesivo. Essi, comunque, non sono rappresentativi di un laminato reale ma presentano valori più alti in quanto il cuore a nido d'ape non permette il cedimento causato da microbuckling che ci si aspetterebbe nei laminati strutturali.

Inoltre, nonostante l'attrezzatura sia relativamente semplice (vedere figura 10), la preparazione del provino richiede personale altamente specializzato.

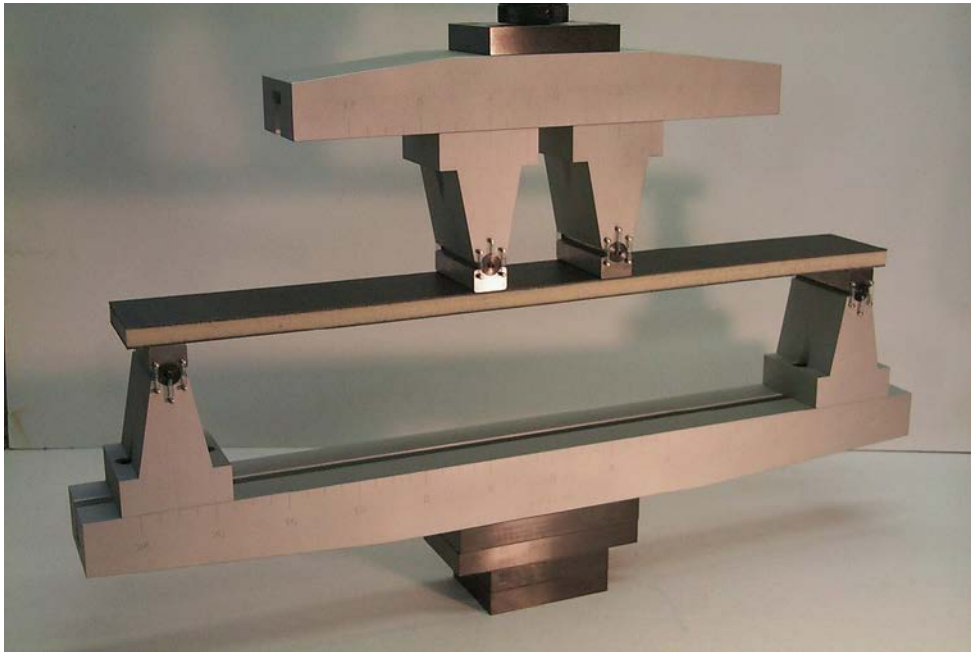


Figura 10 – ASTM D 5467 Test Fixture

2.3 Combined Loading Compression Test Method

Si è visto come i metodi che inducono il carico al provino tramite taglio presentino il problema della concentrazione dello stato tensionale, mentre quelli che lo inducono all'estremità complichino la procedura di fabbricazione del provino per via dell'aggiunta dei tabs (che inducono, a loro volta, una discontinuità nello stato tensionale lungo il provino stesso).

Questo rende logica l'idea di combinare opportunamente le due metodologie per cercare di minimizzarne i difetti. Durante gli anni '90, l'università del Wyoming sviluppa un'attrezzatura per prove a compressione di materiali compositi avanzati proprio basata su questo concetto. In aggiunta viene promosso l'utilizzo di laminati cross-ply per ricavare indirettamente la resistenza di laminati UD.

Tale attrezzatura, che prende il nome di Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture, viene inserita in normativa nel 2001 col nome di ASTM D 6641.

Essa è di dimensioni abbastanza contenute (pesa circa 4,5 kg), economicamente vantaggiosa e di facile utilizzo. La peculiarità del carico combinato permette inoltre l'uso di campioni rettilinei e senza tabs.

Come interfaccia di presa fra attrezzatura e provino si sfrutta una superficie ad alto coefficiente di attrito che permette di ottenere il livello di carico a taglio voluto, evitando forze di afferraggio troppo elevate le quali potrebbero generare concentrazioni di tensioni eccessive, compromettendo il campione e dunque la riuscita del test.

In figura 11 viene mostrata l'attrezzatura parzialmente smontata. Si possono individuare i blocchi costitutivi il corpo principale con il recesso circolare per l'allocazione dell'estensometro, le aste per l'allineamento, le superfici ad alto coefficiente di attrito e le viti di serraggio, la cui coppia influisce sul rapporto carico a taglio e carico assiale applicato.

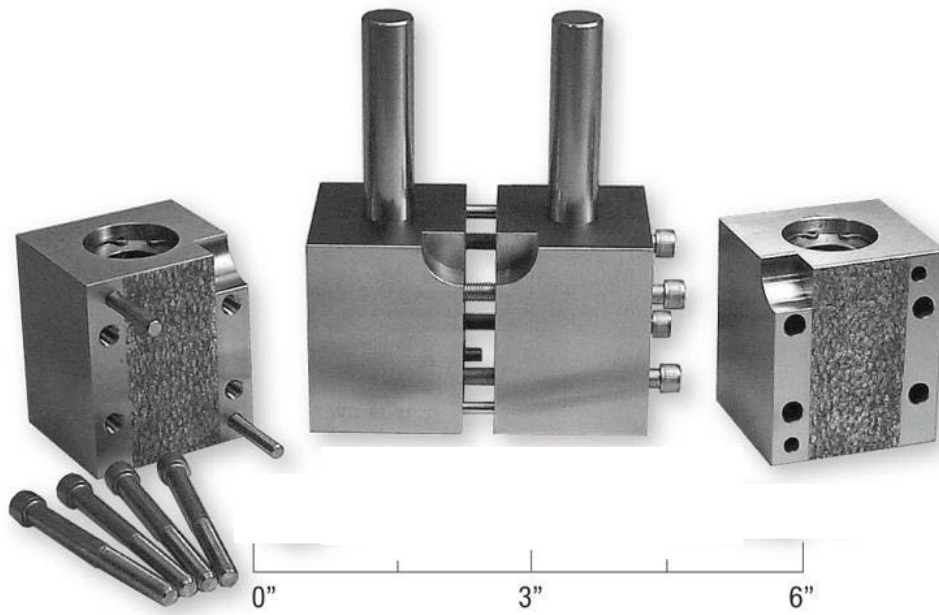


Figura 11 - CLC Test Fixture

La figura successiva invece riporta un disegno quotato dell'attrezzatura montata. E' importante notare quanto siano contenute le sue dimensioni.

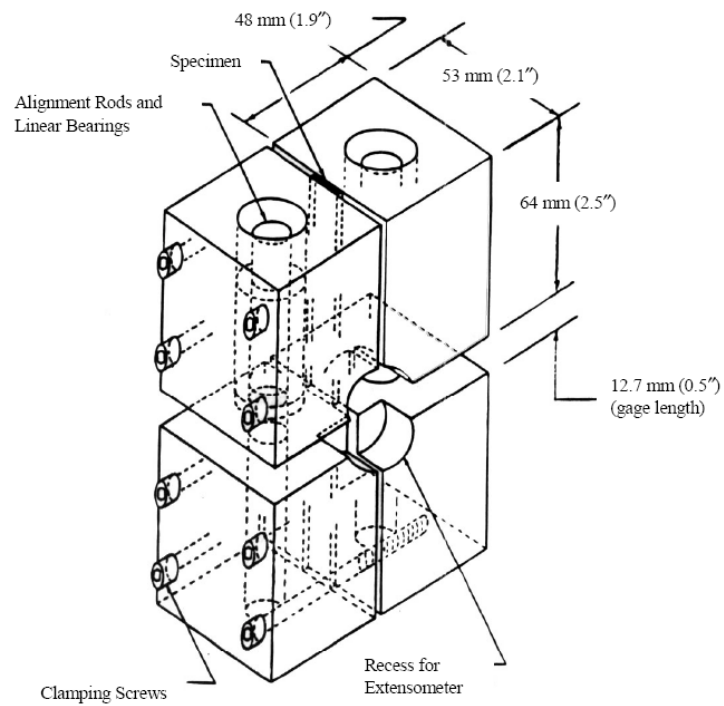


Figura 12 - CLC Test Fixture e quotatura

Come per qualsiasi altro metodo di prova a compressione, ogni parametro va analizzato scrupolosamente perché potenzialmente influente nella riuscita della prova stessa. Fattori che possono influenzare la risposta a compressione comprendono: tipo di materiale del campione, metodo di preparazione e lay up, sequenza di laminazione, ambiente di misura, velocità di prova, frazione volumetrica del rinforzo e tolleranze di campione ed attrezzatura. Come per il metodo ASTM D 695 Mod., è molto importante che il provino presenti estremità pian parallele, e perpendicolari all'asse longitudinale in modo da permettere un corretto allineamento del campione in fase di montaggio e, di conseguenza, una corretta applicazione del carico durante la fase di prova.

Una valutazione importante di questo metodo proviene dagli studi effettuati da Adams e Welsh [1], i quali, dopo varie prove ed analisi condotte utilizzando campioni $[(90/0)_n]_s$ senza tabs, lo hanno convalidato ritenendolo il metodo di prova a compressione di un materiale composito più semplice e affidabile. L'assenza di tabs, infatti, facilita notevolmente la procedura di produzione dei campioni, mentre l'utilizzo di laminati cross-ply permette di ottenere risultati di resistenza a rottura molto affidabili, in quanto parte delle lamine (quelle a 90°) hanno resistenza relativamente bassa e dunque il cedimento avviene a livelli di carico, in valore assoluto, inferiori (i carichi molto più elevati richiesti dai laminati UD potrebbero pregiudicare la riuscita della prova).⁵

La possibilità di testare campioni senza tabs è comunque legata all'utilizzo di laminati non UD, la normativa ASTM D 6641 [5] infatti riporta: *"The specimen may be untabbed (Procedure A) or tabbed (Procedure B), as required. (...) Untabbed specimens are usually suitable for use with materials of low orthotropy, for example (...) laminates with a maximum of 50% 0° plies"*.

Questo però non preclude completamente l'utilizzo dell'attrezzatura CLC per caratterizzare laminati UD.

⁵ Nota: la resistenza a compressione dei laminati unidirezionali è difficile da ottenere perché gli elevati carichi che devono essere raggiunti per arrivare a rottura possono portare a modalità di cedimento del campione non accettabili (frantumazione della estremità, instabilità di Eulero, etc...). La rigidità invece viene ricavata anche a livelli di carico molto inferiori per cui non presenta grossi problemi di misura neanche con campioni unidirezionali.

Ma come è possibile ottenere la resistenza a compressione di una lamina, e dunque di un laminato UD, a partire da quella di un laminato cross-ply? Grazie alla teoria classica della laminazione analizzata nel paragrafo 1.4.2, è possibile individuare un parametro, detto *Back out Factor* ed indicato con BF , il quale permette tale operazione (equazione 25).

$$\sigma_{x_{max}}^{0^\circ} = BF \frac{L_{max}}{A}$$

Equazione 25

dove $\sigma_{x_{max}}^{0^\circ}$ rappresenta la tensione massima che la lamina UD a 0° può sostenere, L_{max} il carico massimo del laminato e A la sezione trasversale del campione.

Per un laminato simmetrico, cross-ply (ovvero contenente solo lamine a 0° e a 90°) ed equilibrato è possibile esprimere tale parametro con l'equazione seguente:

$$BF = \frac{\{E_x[V_0 E_y + (1 - V_0)E_x] - (v_{xy}E_y)^2\}}{\{[V_0 E_x + (1 - V_0)E_y][V_0 E_y + (1 - V_0)E_x] - (v_{xy}E_y)^2\}}$$

Equazione 26

dove V_0 è la frazione volumetrica del rinforzo a 0° del laminato cross-ply, E_x , E_y e v_{xy} sono i moduli elastici longitudinale e trasversale ed il coefficiente di Poisson della lamina (o laminato) UD.

In Appendice A viene riportato il procedimento di calcolo dell'equazione 26 a partire dalla teoria classica della laminazione.

Infine si fa notare che è possibile ricavare la resistenza a compressione di un laminato UD anche a partire da un laminato più generico angle-ply, ma tale operazione risulta meno vantaggiosa. Infatti il *Back out Factor* viene a contenere anche G_{12} , accoppiamento fra γ_{xy} e τ_{xy} , il quale è, tra l'altro, fortemente non lineare.

3.1 Attrezzatura sperimentale e procedura di prova

La caratterizzazione meccanica delle proprietà a compressione dei CFRP, a cui fa riferimento il presente testo, è stata effettuata mediante l'attrezzatura di prova CLC, descritta nel paragrafo 2.3.

Questa sezione descrive il sistema di prova e le procedure utilizzate.

3.1.1 Macchina universale per prove materiali

Tutte le prove sono state condotte a temperatura ed umidità ambiente, utilizzando una macchina universale di prova elettroidraulica MTS con capacità di carico assiale fino di 75 kN e telaio da 100 kN.

La macchina di prova utilizzata è stata equipaggiata con una cella di carico MTS, con un fondo scala settabile fino a 100 kN. Per le prove a compressione qui trattate esso è stato posto a 50kN.

Il sensore LVDT, che permette di acquisire la corsa del pistone, ha un range di ± 100 mm.

In figura 13 è mostrata una fotografia della macchina di prova utilizzata.

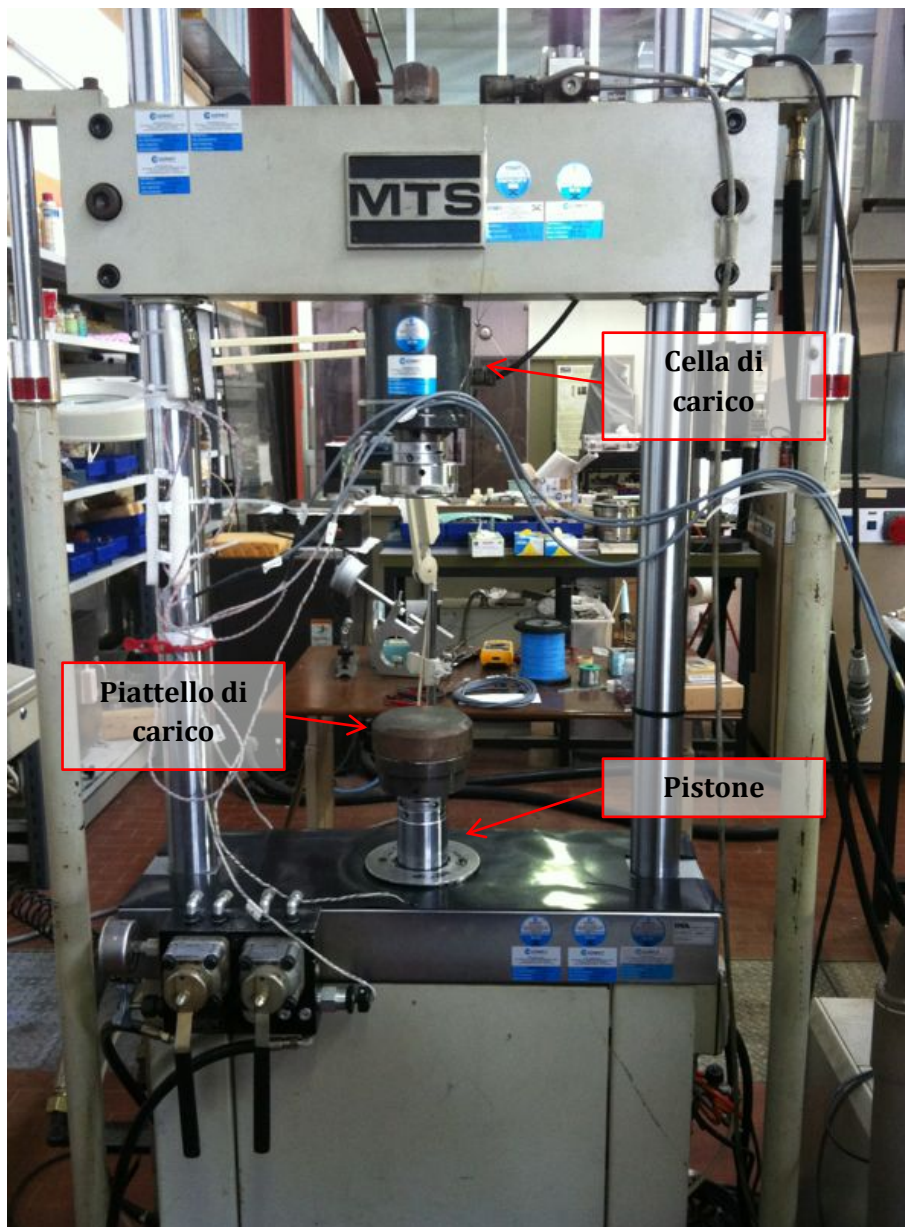


Figura 13 – Macchina universale per prove materiali

3.1.2 Estensimetria

Le prove sono state condotte su provini di materiale composito a matrice polimerica e fibre di carbonio con sei sequenze di laminazione diverse. Per ogni serie di laminazione sono stati ricavati 12/13 provini, di cui solo 5 strumentati con estensimetri in corrispondenza della sezione di gage. In

particolare, di questi 5, due sono stati strumentati con estensimetri longitudinali in configurazione *back to back* (un estensimetro per ogni faccia della sezione di gage), mentre 3 con un estensimetro longitudinale ed una rosetta (estensimetro con griglie longitudinale e trasversale montate sullo stesso supporto), sempre in configurazione *back to back*.

Tale configurazione permette la determinazione della flessione del provino per tutta la durata della prova tramite la seguente espressione:

$$Bending [\%] = \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_1 + \varepsilon_2} 100$$

Equazione 27

dove ε_1 e ε_2 sono le deformazioni longitudinali misurate dai due estensimetri.

La flessione così calcolata permette di avere un'indicazione costante del possibile incorrere dell'instabilità flessionale.

La procedura di incollaggio estensimetri-campioni seguita rispetta uno Standard interno ENEA messo a punto per i CFRP nei laboratori di Faenza [20].

Il sistema di misura estensimetrico utilizza un circuito a ponte di Wheatstone in configurazione a mezzo ponte. Oltre all'estensimetro *attivo* utilizzato per la misura di deformazione del campione, è stato inserito nel circuito un estensimetro *dummy*, in figura 14, per la compensazione delle deformazioni dovute alle variazioni di temperatura. Quest'ultimo è incollato ad un provino composito analogo a quello in prova, sottoposto alle stesse condizioni ambientali ma non sollecitato.

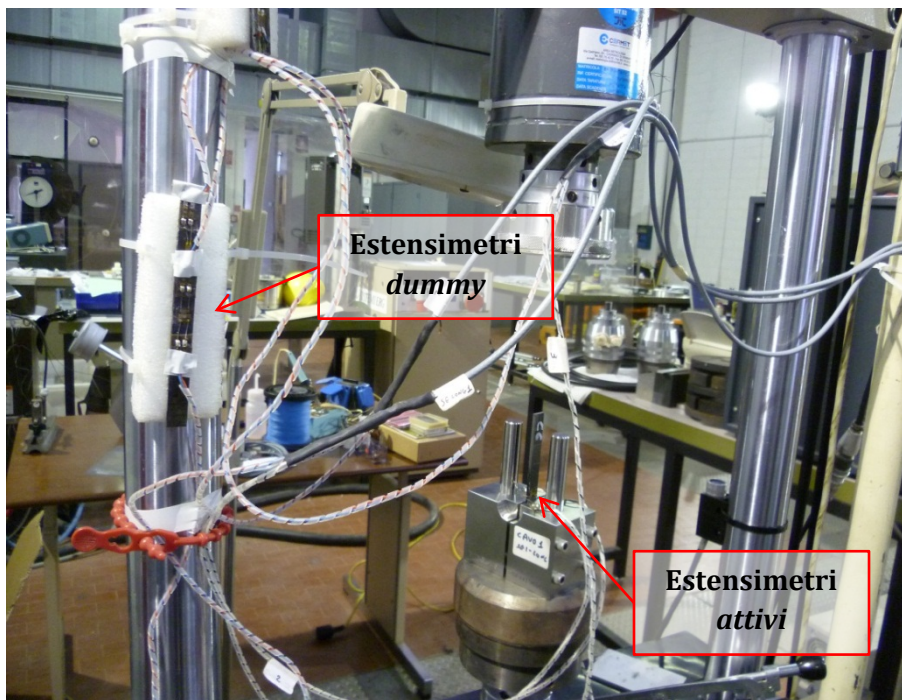


Figura 14 – Estensimetri nella disposizione a ponte di Wheatstone (in configurazione a mezzo ponte)

I segnali provenienti dal circuito a ponte di Wheatstone vengono letti ed acquisiti da una centralina HBM a 6 canali (dei quali solo tre utilizzati).

Prima della campagna di prove, è stata effettuata la verifica di ogni canale utilizzato per l'acquisizione dati mediante un calibratore HBM (in figura 15) che permette di sbilanciare il ponte di quantità note.

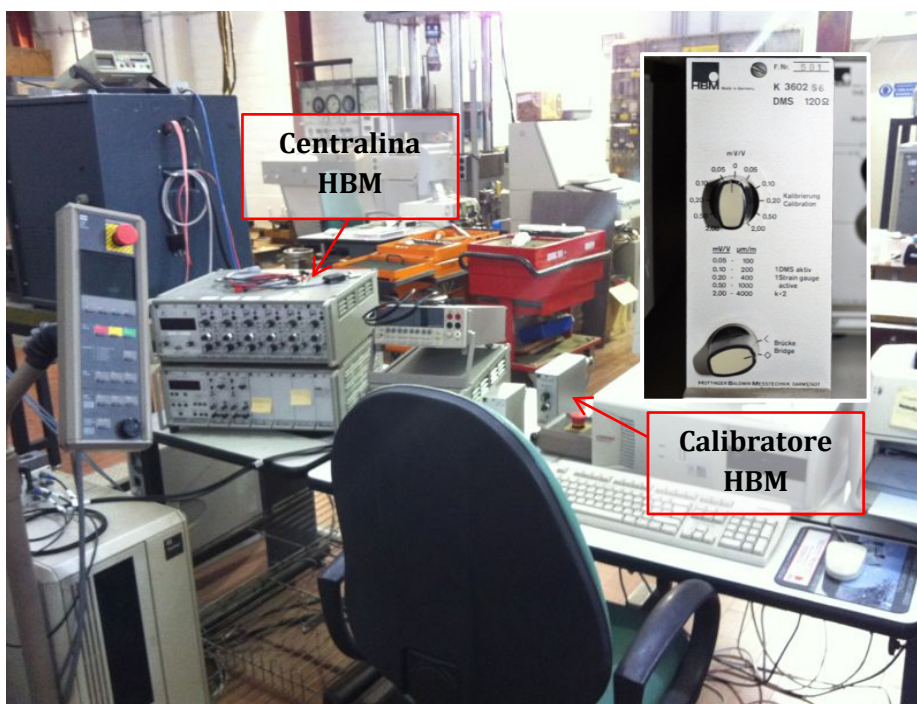


Figura 15 – Sistema di acquisizione dati

Nei grafici 2 e 3 sono riportate le rette di calibrazione, relative rispettivamente alle deformazioni longitudinali e trasversali, ottenute durante la fase di calibrazione.

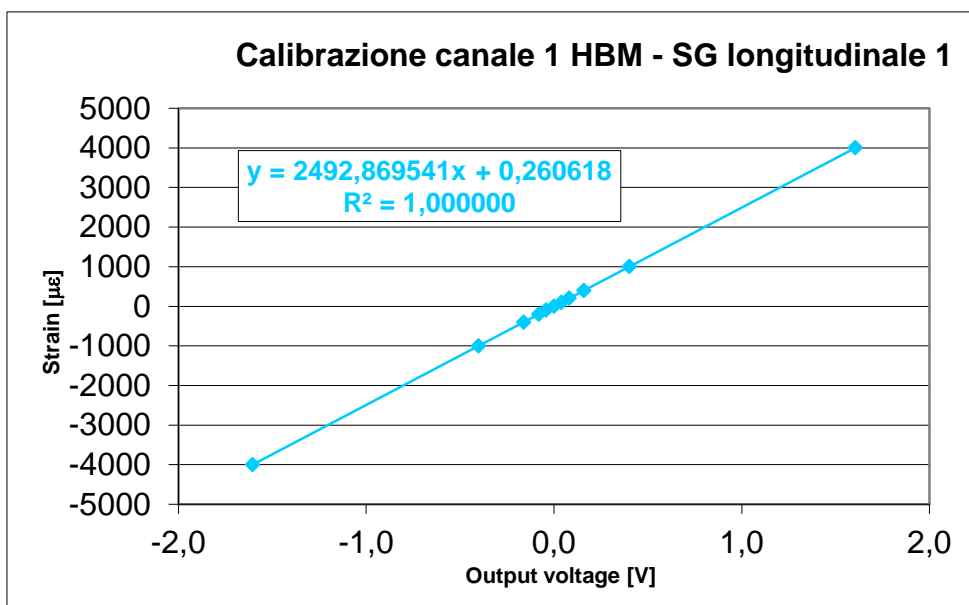


Grafico 2 – Retta di calibrazione per l'estensimetro longitudinale

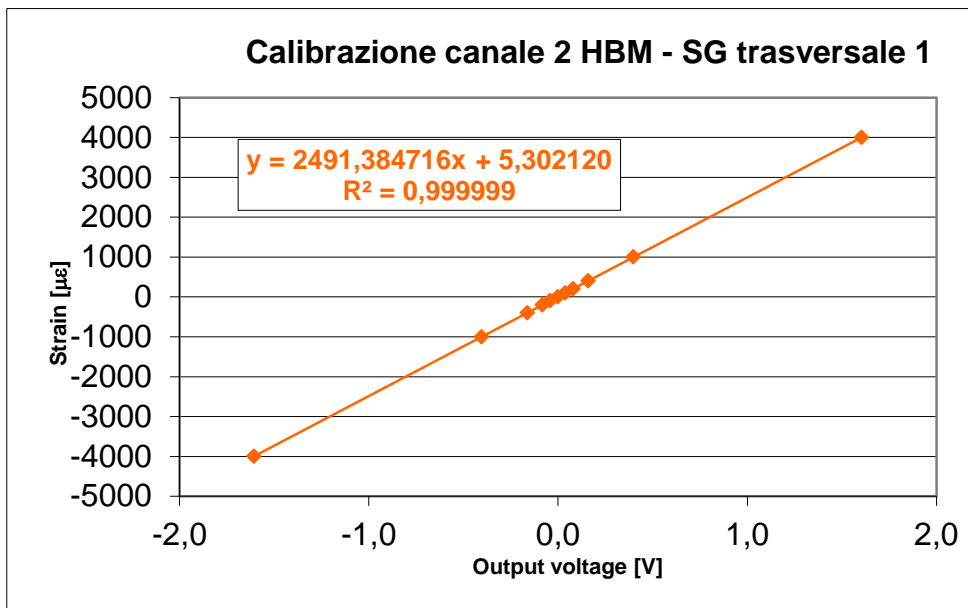


Grafico 3 – Retta di calibrazione per l'estensimetro trasversale

Il sistema di prova descritto è stato configurato in modo da acquisire il carico applicato, il tempo di prova, la corsa del pistone ed i segnali di uscita degli estensimetri (SG Long1, SG Trasv1 e SG Long2).

3.1.3 Procedura di prova

In questo paragrafo viene descritta, per punti, la procedura di prova utilizzata per la campagna di sperimentazione.

- Innanzitutto si installa il campione nella metà inferiore dell'attrezzatura. Durante tale operazione è importante che l'estremità del campione sia a livello con la superficie terminale del blocco inferiore e che sia a contatto col piano di riscontro sul quale appoggia l'attrezzatura (figura 16).
- Dopo aver centrato opportunamente il provino all'interno del blocco inferiore si serrano le viti a mano, seguendo un percorso diagonale.



Figura 16 – Installazione del campione nella parte inferiore dell'attrezzatura CLC

- Si dispone l'attrezzatura sul piattello di carico inferiore della macchina e si procede con la connessione degli estensimetri al ponte di Wheatstone. Si collegano, innanzitutto, i terminali dell'estensimetro alle basette solidali al blocco inferiore dell'attrezzatura, poi si collegano le basette ai cavi provenienti dalla centralina di acquisizione dati (figura 17).



Figura 17 – Stagnatura dei terminali dell'estensimetro e dei cavi di acquisizione dati

- Dopo aver stagnato tutti i contatti, si dispone la parte superiore dell'attrezzatura sul piano di riscontro e si conclude il montaggio. Si stringono infine le viti, sempre seguendo un percorso diagonale, prima a mano e poi tramite una chiave dinamometrica, che permette di impostare una coppia di serraggio fissata.

- Viene infine ispezionato il campione al fine di verificare il corretto posizionamento delle sue estremità in relazione alle superfici esterne dell'attrezzatura. Si ricorda infatti che il metodo CLC prevede l'applicazione del carico sia tramite taglio che alle estremità.
- Si posiziona il telaio CLC al centro del piattello inferiore della macchina.
- Dopo aver verificato nuovamente le connessioni degli estensimetri (è necessario prestare attenzione ad eventuali contatti indesiderati fra i terminali), si dispone il telaio CLC a contatto con il piattello superiore della macchina, come in figura 18.



Figura 18 – Sistema di prova con telaio CLC assemblato

- A questo punto la prova, condotta in *controllo di spostamento*, ha inizio. Il campione viene caricato con una velocità di 1,3 mm/min (come indicato dalla normativa ASTM D 6641/D 6641M – 09). La prova viene interrotta in corrispondenza della rottura del campione.

- Il campione viene dunque rimosso dall'attrezzatura ed ispezionato al fine di identificarne la modalità di rottura (come da normativa). La seguente figura (19) riporta la classificazione ASTM:

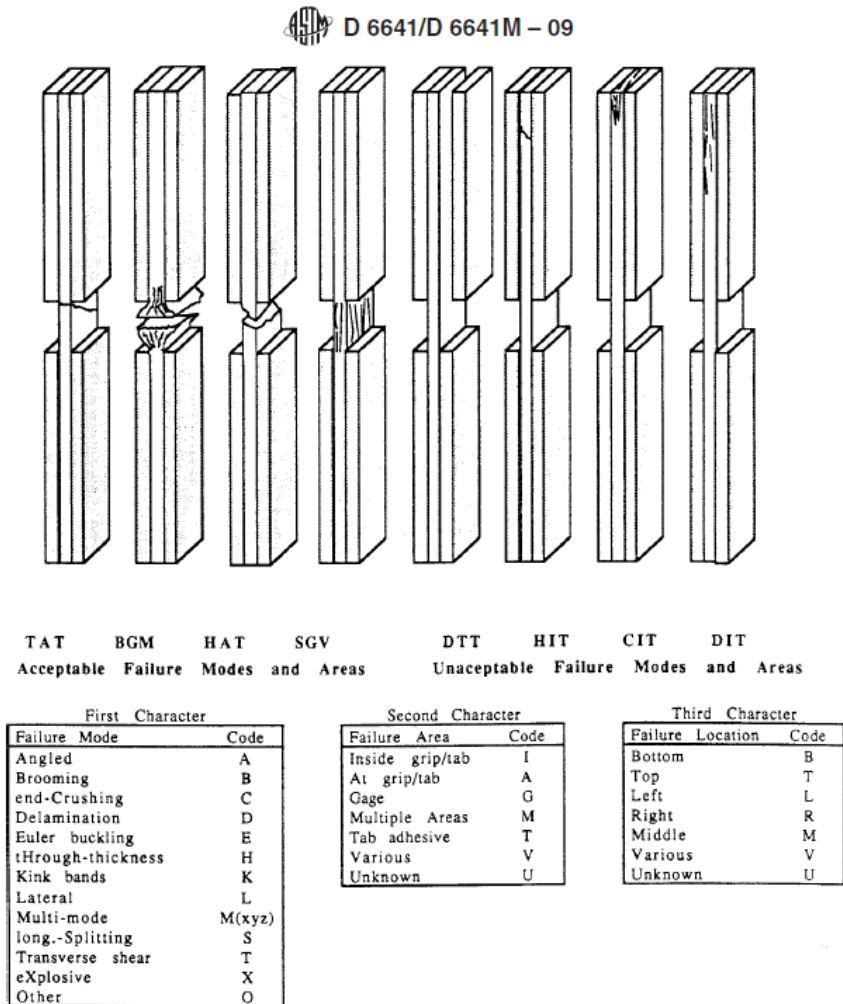


Figura 19 – Codice di identificazione della rottura dei provini caricati a compressione definito in normativa ASTM

A titolo esemplificativo si riportano, in figura 20 e 21, le immagini relative alla prova di un campione cross-ply.

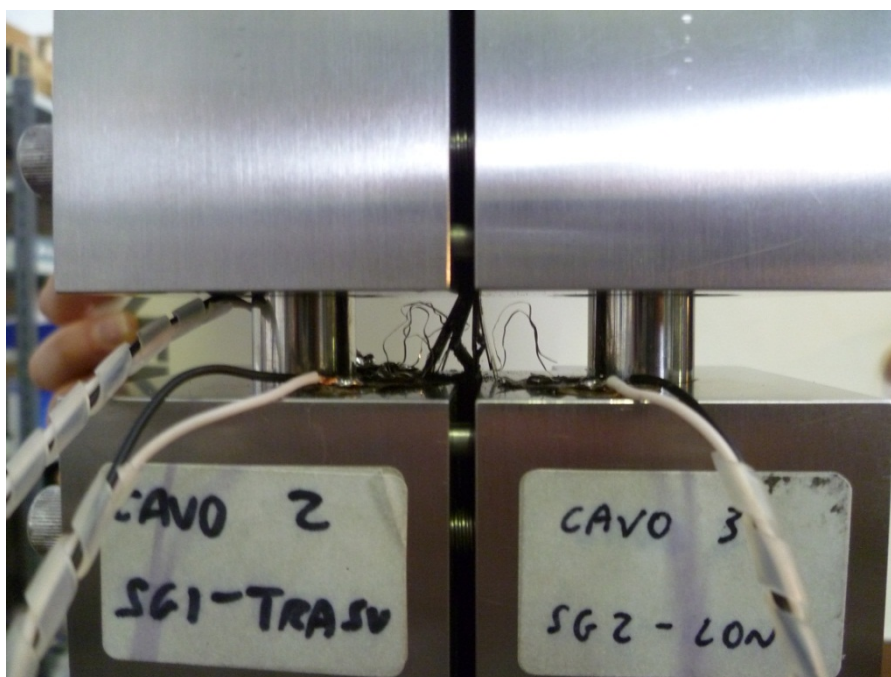


Figura 20 - Rottura di un campione dopo prova di compressione tramite attrezzatura CLC (campione montato)

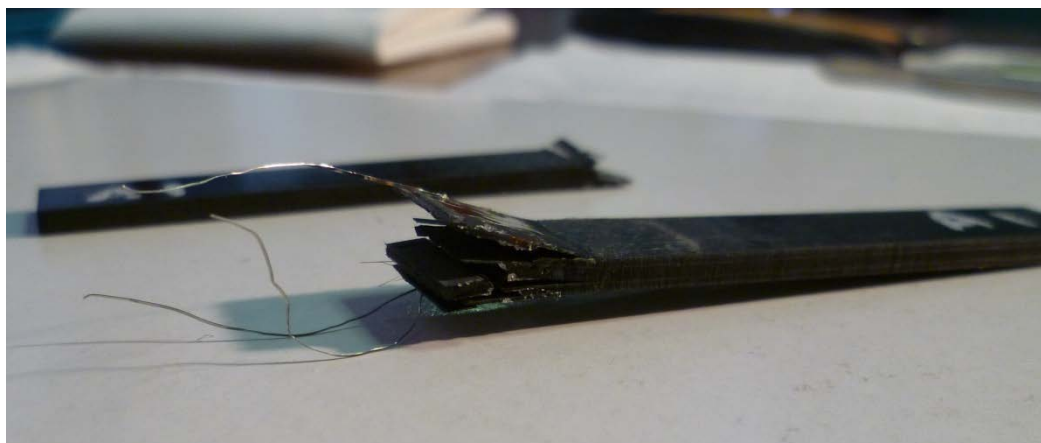


Figura 21 - Rottura di un campione dopo prova di compressione tramite attrezzatura CLC (campione smontato)

In Appendice D sono riportate le microscopie di alcuni campioni dopo la rottura.

3.2 Campioni

I provini sono stati ricavati a partire da sei diversi pannelli quadrati (300mm×300mm) di materiale composito a matrice polimerica e fibra di carbonio. La lamina base dei pannelli è la stessa, ciò che varia è la sequenza di laminazione utilizzata per creare il laminato.

Le figure 22 e 23 riportano rispettivamente lo schema di taglio dei pannelli E ed F e la fotografia della lastra C, tagliata, e corredata dai relativi campioni.

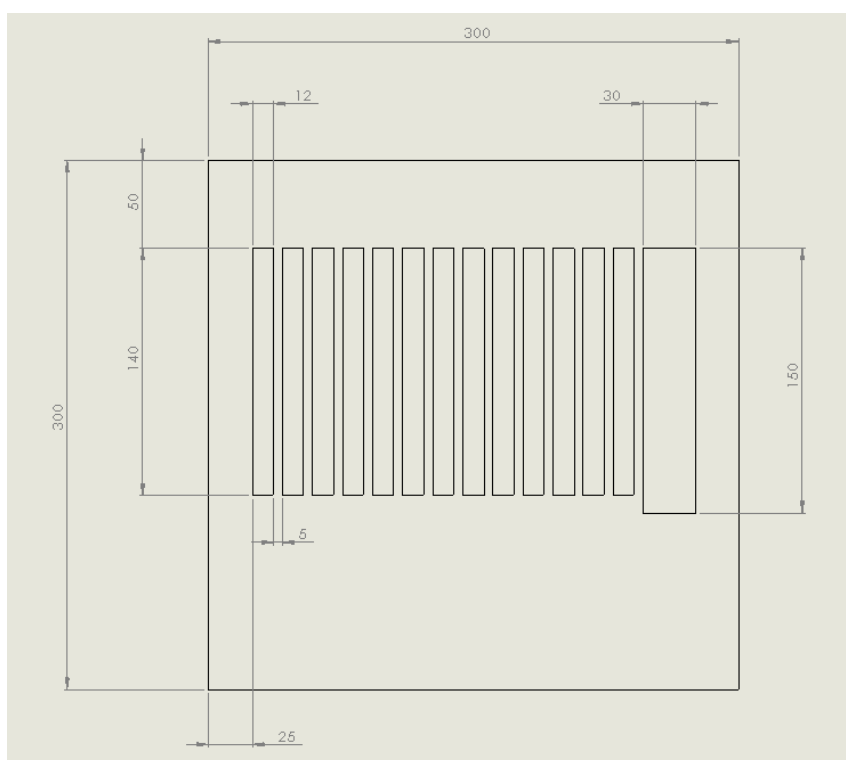


Figura 22 – Schema di taglio dei pannelli di materiale composito E ed F

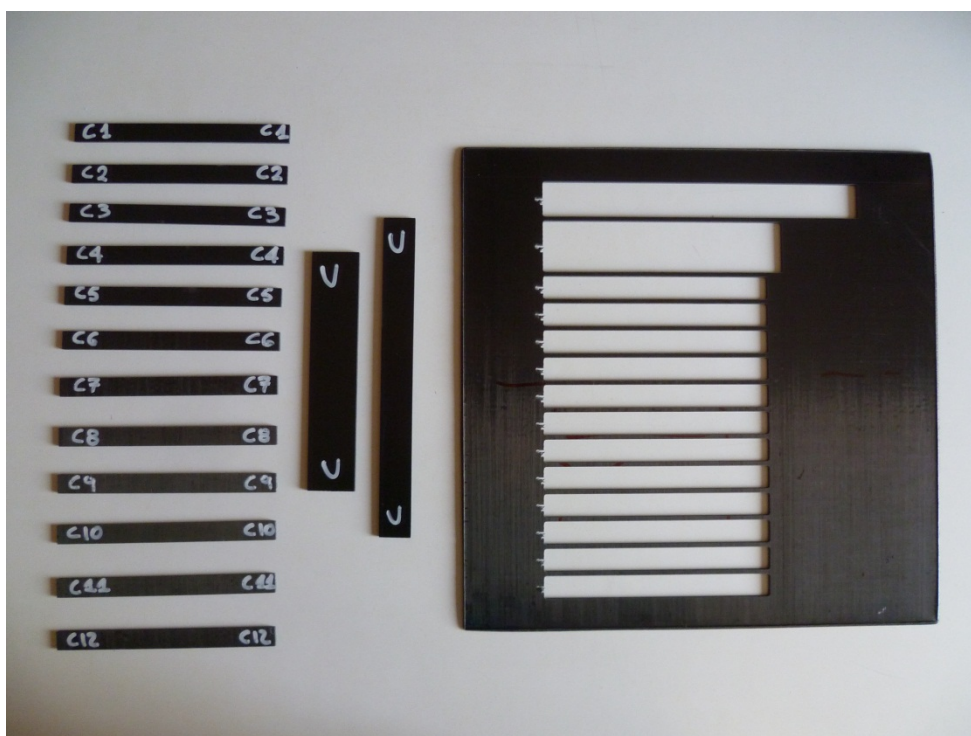


Figura 23 – Taglio del pannello di materiale composito C per la realizzazione di tredici provini per prove a compressione ed un provino per prove a trazione

I pannelli, come già anticipato, sono identificati dal tipo di laminazione, come riportato in tabella 3.

Codice identificativo	Sequenza di laminazione
A	$[90/0/90_3/0/90_3/\overline{90}]_s$
B	$[90/0/90/0/90/0/90/0/90/\overline{90}]_s$
C	$[90/0/+45/90_2/0/90_2/-45/\overline{90}]_s$
D	$[90/0/+45/0/90/0/90/0/-45/\overline{90}]_s$
E	$[0_7]_s$
F	$[90_{10}]_s$

Tabella 3 – Sequenza di laminazione dei campioni di prova

Le dimensioni e le tolleranze dimensionali con cui sono stati realizzati i campioni sono conformi alla normativa ASTM D 6641/D 6641 M – 09 (figura 24).

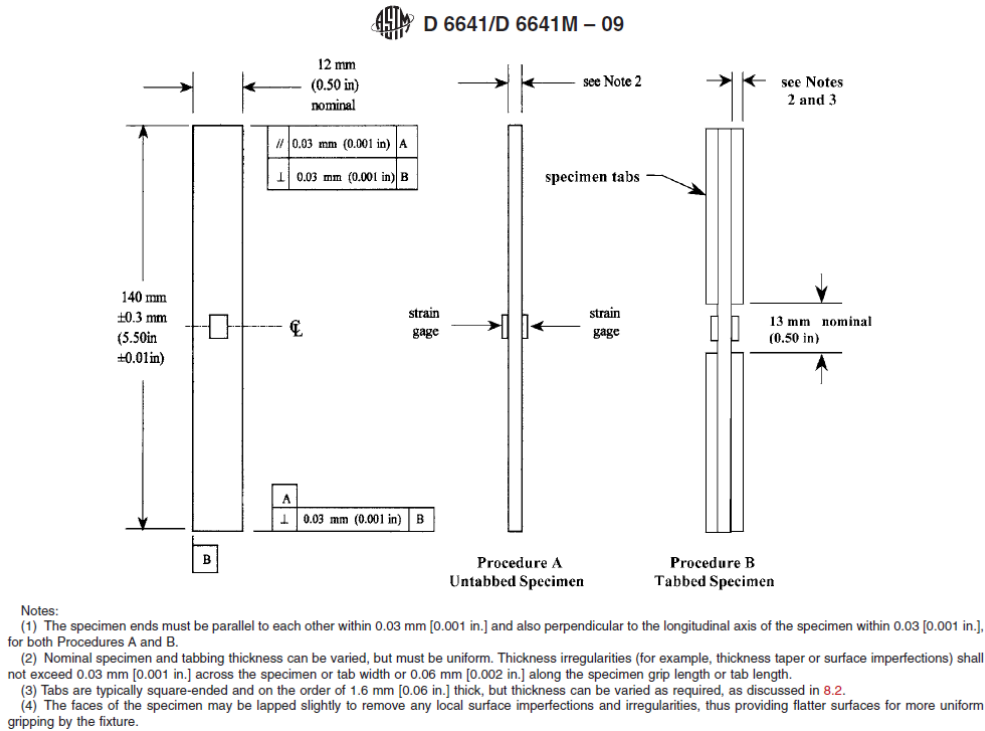


Figura 24 – Geometria di un campione per prova a compressione in attrezzatura CLC

3.2.1 Dimensioni

La lunghezza e lo spessore del campione sono state valutate prendendo cinque sezioni differenti, mentre la lunghezza si è presa in un'unica misura.

Nelle tabelle seguenti (4-9) vengono riportate le caratteristiche dimensionali medie di ogni sequenza di laminazione. Le caratteristiche dimensionali di ogni campione si possono trovare in Appendice B.

L'incertezza standard riportata nelle tabelle viene calcolata utilizzando le seguente espressione:

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

Equazione 28

dove S_{n-1} rappresenta la *standard deviation* (riportata in equazione 30) e n il numero dei campioni per sequenza di laminazione.

Material A	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	12,03	2,83	139,83	7,07
Std. Uncertainty	0,00	0,00		

Tabella 4 – Dimensioni medie sequenza di laminazione A

Material B	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	12,11	2,81	140,00	7,09
Std. Uncertainty	0,01	0,00		

Tabella 5 – Dimensioni medie sequenza di laminazione B

Material C	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	12,01	2,81	139,96	7,03
Std. Uncertainty	0,00	0,00		

Tabella 6 – Dimensioni medie sequenza di laminazione C

Material D	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	11,99	2,82	139,88	7,04
Std. Uncertainty	0,00	0,00		

Tabella 7 – Dimensioni medie sequenza di laminazione D

Material E	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	11,91	2,05	139,46	5,09
Std. Uncertainty	0,00	0,00		

Tabella 8 – Dimensioni medie sequenza di laminazione E

Material F	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Mean value	11,85	2,98	139,38	7,32
Std. Uncertainty	0,01	0,01		

Tabella 9 – Dimensioni medie sequenza di laminazione F

3.3 Risultati

Nella campagna di caratterizzazione meccanica oggetto di questo elaborato, sono state eseguite dodici prove di compressione, su altrettanti campioni, per le sequenze di laminazione A, B, C, D, mentre sei per le sequenze E ed F. Per ogni famiglia sono stati strumentati cinque campioni, come descritto nel paragrafo 3.1.2. (ad eccezione della serie C, per la quale sono stati strumentati cinque campioni con doppio estensimetro longitudinale in configurazione *back to back* e due con estensimetro longitudinale e rosetta, sempre in configurazione *back to back*).

Sebbene un'analisi statistica accurata necessiterebbe di un numero di campioni superiore, cinque rappresenta il numero standard minimo utilizzato nell'industria dei materiali compositi per la caratterizzazione meccanica delle proprietà medie dei materiali [1].

Le procedure di elaborazione dei dati acquisiti e di registrazione dei risultati da essi ottenuti seguono quanto riportato nella normativa ASTM D 6641/D 6641 M - 09.

In particolare, per ogni serie di laminazione testata, viene richiesto il calcolo del *valore medio* o *mean value* (equazione 28), della *standard deviation* (equazione 30) e del *coefficiente di variazione* (equazione 31) di ogni proprietà, determinati come di seguito indicato:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^n x_i \right)$$

Equazione 29

$$S_{n-1} = \sqrt{\frac{(\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2)}{(n - 1)}}$$

Equazione 30

$$CV = 100 \frac{S_{n-1}}{\bar{x}}$$

Equazione 31

dove \bar{x} rappresenta il *valor medio*, S_{n-1} la *standard deviation*, CV il *coefficiente di variazione*, n il *numero dei campioni per sequenza di laminazione* e x_i il *parametro misurato*.

3.3.1 Risultati e discussione

I risultati delle prove di compressione sono mostrati nelle tabelle 9-14.

Si sottolinea che, per motivi di riservatezza, tutti i dati sono stati adimensionalizzati rispetto ad un valore ritenuto opportuno.

La nomenclatura utilizzata è la seguente:

- σ^{max} = tensione massima a rottura [MPa]
- E_{SG1}^{chord} = modulo elastico longitudinale a compressione misurato dall'estensimetro 1⁶ [GPa]
- E_{SG2}^{chord} = modulo elastico longitudinale a compressione misurato dall'estensimetro 2 [GPa]
- $\Delta E \%$ = variazione tra E_{SG1}^{chord} e E_{SG2}^{chord} rapportata al valor medio
- ν = coefficiente di Poisson
- *Failure ID Code* = codice identificativo della modalità di rottura

In Appendice C sono riportati i grafici tensione-deformazione e flessione-deformazione media, il bending a rottura e quello di *midpoint*. Quest'ultimo viene preso in corrispondenza della metà dell'intervallo di deformazione utilizzato per definire i moduli elastici longitudinali.

⁶ L'estensimetro 1 viene identificato con la rosetta, se presente, oppure con l'estensimetro i cui dati vengono registrati per primi dal programma di acquisizione dati.

Material A	σ^{\max}	E_{SG1}^{chord}	E_{SG2}^{chord}	$\Delta E \%$	ν	Failure ID Code
A1_LTL	37,9	24,4	24,2	-0,6	6,0	BGB
A2_LTL	35,0	22,1	23,4	5,3	8,1	HGM
A3_LTL	36,0	23,8	24,1	1,3	8,4	M(H,D)GV
A4_LL	36,8	24,7	23,9	-3,3		M(H,K)GT
A5_LL	35,1	22,5	23,0	2,2		DGM
A6	42,1					M(D,K)GV
A7	35,2					M(H,D)GV
A8	36,9					DGM
A9	39,3					M(D,K)GV
A10	40,0					M(B,H)GV
A11	39,4					M(D,H)GV
A12	39,2					M(D,H)GB
Mean Value	37,7	23,5	23,7	1,0	7,5	
Std. Deviation	2,3	1,1	0,5		1,2	
CV %	6,0	4,9	2,3			

Tabella 10 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie A

Material B	σ^{\max}	E_{SG1}^{chord}	E_{SG2}^{chord}	$\Delta E \%$	ν	Failure ID Code
B1_LTL	62,5	44,7	41,8	-6,5	8,8	BGT
B2_LTL	66,5	43,6	45,5	4,4	10,4	BGM
B3_LTL	63,7	48,1	45,7	-4,9	-	BAT
B4_LL	64,2	43,9	43,9	-0,1		M(H,B)AB
B5_LL	64,6	42,2	44,2	4,8		BGB
B6	66,5					BGT
B7	67,3					BGB
B8	63,4					BGT
B9	65,3					BGM
B10	63,8					BGB
B11	62,6					M(B,H)GV
B12	60,8					BAB
Mean Value	64,2	44,5	44,2	-0,5	9,6	
Std. Deviation	1,9	2,2	1,6		0,8	
CV %	3,0	4,9	3,5			

Tabella 11 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie B

Material C	σ^{\max}	E_{SG1}^{chord}	E_{SG2}^{chord}	$\Delta E \%$	N	Failure ID Code
C1_LL	41,0	29,3	27,5	-6,5		HGM
C2_LL	40,8	28,9	27,1	-6,1		BGM
C3_LL	40,7	27,8	29,2	5,0		M(H,D)GM
C4_LL	39,7	26,3	28,0	6,3		DGM
C5_LL	44,2	27,7	28,3	2,3		M(H,D)GV
C6_LTL	36,9	28,8	26,9	-6,5	23,7	HGV
C7_LTL	42,9	27,2	26,6	-2,1	24,7	M(B,H)GM
C8	39,8					DGM
C9	40,1					M(D,H)GT
C10	40,2					HGB
C11	39,5					BGT
C12	41,4					DGM
Mean Value	40,6	28,0	27,7	-1,1	24,2	
Std. Deviation	1,8	1,1	0,9		0,5	
CV %	4,5	3,8	3,3			

Tabella 12 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie C

Material D	σ^{\max}	E_{SG1}^{chord}	E_{SG2}^{chord}	$\Delta E \%$	N	Failure ID Code
D1_LTL	61,9	46,3	46,8	1,1	31,4	BGM
D2_LTL	64,1	46,9	44,8	-4,7	-	EGM
D3_LTL	68,8	48,3	48,7	0,9	34,6	BGB
D4_LL	64,8	43,0	48,5	12,1		DGM
D5_LL	64,4	48,9	49,5	1,2		M(H,K)GM
D6	68,1					M(B,H)GV
D7	65,3					M(B,H)GT
D8	67,8					BGT
D9	69,6					M(B,H)GV
D10	71,2					M(H,K)GV
D11	70,0					BGB
D12	64,1					M(B,H)GM
Mean Value	66,7	46,7	47,7	2,1	33,0	
Std. Deviation	2,9	2,3	1,9		1,6	
CV %	4,4	5,0	4,0			

Tabella 13 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie D

Material E	σ^{\max}	E_{SG1}^{chord}	E_{SG2}^{chord}	$\Delta E \%$	ν	Failure ID Code
E1_LTL	71,4	97,0	100,0	3,0	100,0	AAB
E2_LTL	79,4	98,8	94,4	-4,6	91,1	AAB
E3_LTL	71,9	93,7	95,1	1,5	81,2	AAB
E4_LL	77,1	99,8	99,5	-0,3		AAB
E5_LL	75,8	95,2	92,5	-2,8		AAB
E6						
E7						
E8						
E9						
E10						
E11						
E12						
E13	100,0					AAB
Mean Value	79,3	96,9	96,3	-0,6	90,7	
Std. Deviation	10,6	2,5	3,3		9,4	
CV %	13,4	2,6	3,4			

Tabella 14 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie E

Material F	σ^{\max}	E_{SG1}^{chord}	E_{SG2}^{chord}	$\Delta E \%$	ν	Failure ID Code
F1_LTL	21,0	4,9	5,2	5,6	6,7	HGB
F2_LTL	19,9	5,2	4,9	-7,3	5,0	HGT
F3_LTL	20,5	5,0	5,0	-0,8	5,5	HGT
F4_LL	20,8	4,7	5,3	11,9		HGT
F5_LL	20,6	4,7	5,1	8,8		HGT
F6						
F7						
F8						
F9						
F10						
F11	21,2					HGB
F12						
F13						
Mean Value	20,7	4,9	5,1	3,6	5,7	
Std. Deviation	0,5	0,2	0,2		0,8	
CV %	2,2	4,8	3,2			

Tabella 15 – Risultati delle prove di compressione per i campioni serie F

In tabella 15 sono riportate le tensioni massime a rottura del materiale UD, ricavate utilizzando la teoria classica della laminazione ed il corrispondente *Back out Factor*, riportato in equazione 26.

I parametri inseriti in tale equazione sono:

- i moduli elastici longitudinale e trasversale, calcolati tramite l'espressione seguente:

$$E_{x,y} = \frac{Mean\ Value(E_{SG1}^{chord}) + MeanValue(E_{SG2}^{chord})}{2}$$

Equazione 32

nella quale E_{SG1}^{chord} e E_{SG2}^{chord} sono i moduli elastici riportati in tabella 9 (per il calcolo di E_x) ed in tabella 10 (per il calcolo di E_y)

- il coefficiente di Poisson, preso con la media dei coefficienti in tabella 9 (laminato UD a 0°)
- la frazione volumetrica dei plies a 0° e la tensione massima a rottura relative ai laminati cross-ply A e B.

Si ottengono, dunque, due valori del *Back out Factor*, uno che permette di ricavare la resistenza a compressione del composito UD a partire dai valori di resistenza del laminato cross-ply A, e l'altro da quelli del laminato cross-ply B.

I valori ottenuti sono i seguenti:

- BF laminato cross-ply A = 3,98
- BF laminato cross-ply B = 2,22

Sample ID Number	σ^{\max} UD (A)	σ^{\max} UD (B)
1_LTL	151,1	138,6
2_LTL	139,4	147,6
3_LTL	143,3	141,3
4_LL	146,5	142,4
5_LL	139,9	143,3
6	167,8	147,6
7	140,4	149,3
8	146,8	140,7
9	156,6	144,8
10	159,5	141,6
11	156,9	138,8
12	156,1	134,9
Mean Value	150,4	142,6
Std. Deviation	9,1	4,2
CV %	6,0	3,0

Tabella 16 – Valori di resistenza a compressione di un composito UD ricavati tramite *Back out Factor*

La tabella 17 infine mostra il confronto fra i dati ricavati dalla caratterizzazione meccanica in esame (associati alla deviazione standard) e quelli riportati nella scheda tecnica del preimpregnato utilizzato per la preparazione dei provini.

	Risultati caratterizzazione sperimentale	Scheda tecnica prepreg
0° Compressive Strength	150,4 ± 9,1 (A) 142,6 ± 4,2 (B)	143,3
0° Compressive Modulus	96,6 ± 4,1	107,4
90° Compressive Strength	20,7 ± 0,5	28,6
90° Compressive Modulus	5,0 ± 0,3	5,9

Tabella 17 – Confronto fra i risultati ottenuti tramite la campagna di prove e quelli riportati nella scheda tecnica del materiale

Si può notare come vi sia un buon accordo fra i risultati ottenuti e quelli riportati nelle specifiche.

Ad esclusione della resistenza a compressione del laminato UD A, i valori riportati nella scheda tecnica del materiale sono più alti di quelli ottenuti sperimentalmente.

In particolare, rispetto ai dati della specifica tecnica, si riscontrano:

- Variazioni circa del 5 % per i valori di resistenza a compressione dell'UD a 0° caso A, mentre solo dello 0,5 % circa per il caso B
- Variazioni dell'ordine del 10 % per il modulo elastico a compressione a 0°
- Variazioni attorno al 28 % per i valori di resistenza a compressione dell'UD a 90°
- Variazioni circa del 14 % per il modulo elastico a compressione a 90°

4 Conclusioni

Nella presente relazione è stato presentato un metodo di caratterizzazione dei materiali compositi UD a compressione basato sull'applicazione combinata, a taglio e d'estremità, del carico al campione. Tale metodo, denominato appunto Combined Loading Compression Test Method, caratterizzato da un'attrezzatura compatta e leggera, presenta una semplicità d'uso e di preparazione dei campioni superiore rispetto agli altri metodi brevemente citati nel testo.

La campagna di prove condotta presso i laboratori ENEA di Faenza – Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza (UTTMATF), ha portato ad una stima delle caratteristiche di resistenza (mediante Back out Factor) e dei moduli elastici a compressione dei compositi UD a 0° e a 90° che sono risultate coerenti con i valori riportati nella scheda tecnica del materiale utilizzato per il lay up (riferimento alla tabella 17).

I risultati ottenuti, inoltre, mostrano una dispersione contenuta, con CV % che non superano il 6 % (valore riscontrato per la resistenza a compressione dell'UD a 0° ricavato tramite la serie di campioni A).

Confrontando i risultati di resistenza a compressione del laminato UD a 0° ricavati tramite l'utilizzo di laminati cross-ply (ed il corrispondente Back out Factor), con quelli ricavati dalle prove a compressione dei laminati a 0°, si evidenzia come questi ultimi siano nettamente inferiori. Questa particolarità è causata dal cedimento a microbuckling delle fibre del campione.

Il calcolo della resistenza a compressione di un laminato UD a 0° tramite l'utilizzo di laminati cross-ply risulta dunque consistente ed attendibile.

Sviluppi futuri:

- Sarà necessario introdurre la normalizzazione dei risultati ottenuti rispetto alla frazione volumetrica del rinforzo contenuta nel composito per il confronto diretto con i dati riportati nelle specifiche tecniche del materiale [13]
- Si dovrà implementare il calcolo del Back out Factor per laminati angle-ply in modo da poter sfruttare anche questi ultimi per il calcolo indiretto di resistenza a compressione dei laminati UD a 0°
- Si svilupperà un'interfaccia grafica che renderà più veloce ed intuitiva l'elaborazione dei dati ricavati durante le prove sperimentali e permetterà all'utente un'immediata visualizzazione dei risultati di interesse progettuale
- Infine si definirà un'analisi agli elementi finiti (FEM) al fine di validare ulteriormente i dati sperimentali

Appendice A Back out Factor

Viene riportato di seguito il procedimento che permette di ricavare l'espressione del Back out Factor valida per un laminato **simmetrico, equilibrato**, composto da lamine con **orientamento 0°, 90°** rispetto alla direzione di applicazione del carico e sollecitato da **carico assiale lungo x**.

Si fa riferimento alla simbologia e alle nozioni contenute nel paragrafo 1.4.

Si parte da un laminato **simmetrico** per cui vale:

$$\{N\} = [A]\{\varepsilon_0\}$$

$$(A.1)$$

e quindi anche l'inversa:

$$\{\varepsilon_0\} = [A]^{-1}\{N\}$$

$$(A.2)$$

dove le componenti della matrice di rigidezza membranale sono rispettivamente:

$$A_{hk} = \sum_{i=1}^N (\overline{Q_{hk}})_i (Z_i - Z_{i-1})$$

$$(A.3)$$

Si procede col calcolo di $[A]^{-1}$ che risulta:

$$[A]^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{A_{22}A_{66} - A_{26}^2}{\det(A)} & -\frac{(A_{12}A_{66} - A_{16}A_{26})}{\det(A)} & \frac{A_{12}A_{26} - A_{16}A_{22}}{\det(A)} \\ -\frac{(A_{12}A_{66} - A_{26}A_{16})}{\det(A)} & \frac{A_{11}A_{66} - A_{16}^2}{\det(A)} & -\frac{(A_{11}A_{26} - A_{16}A_{12})}{\det(A)} \\ \frac{A_{12}A_{26} - A_{22}A_{16}}{\det(A)} & -\frac{(A_{11}A_{26} - A_{12}A_{16})}{\det(A)} & \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{\det(A)} \end{bmatrix}$$

$$(A.4)$$

dove

$$\det(A) = A_{11}A_{22}A_{66} + 2A_{12}A_{26}A_{16} - A_{22}A_{16}^2 - A_{66}A_{12}^2 - A_{11}A_{26}^2 \quad (A.5)$$

Si introduce quindi la singola lamina per cui vale, nelle assunzioni specificate nel paragrafo 1.4, il seguente legame sforzo-deformazione:

$$\{\sigma\}_i = [\bar{Q}]_i \{\varepsilon\}_i \quad (A.6)$$

dove

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1}[Q][R][T][R]^{-1}$$

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2\vartheta & \sin^2\vartheta & 2\sin\vartheta\cos\vartheta \\ \sin^2\vartheta & \cos^2\vartheta & -2\sin\vartheta\cos\vartheta \\ -\sin\vartheta\cos\vartheta & \sin\vartheta\cos\vartheta & \cos^2\vartheta - \sin^2\vartheta \end{bmatrix} \quad (A.7,8)$$

e

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{E_x}{(1 - \nu_{xy}\nu_{yx})} & \frac{\nu_{xy}E_y}{(1 - \nu_{xy}\nu_{yx})} & 0 \\ \frac{\nu_{yx}E_x}{(1 - \nu_{xy}\nu_{yx})} & \frac{E_y}{(1 - \nu_{xy}\nu_{yx})} & 0 \\ 0 & 0 & G_{xy} \end{bmatrix} \quad (A.9)$$

Si suppone poi che la deformazione delle singole lamine sia pari a quella del piano medio (**deformazione uniforme del laminato**), ovvero:

$$\{\varepsilon\}_i = \{\varepsilon_0\} \quad (A.10)$$

Combinando (A.2) e (A.6) e tenendo presente l'assunzione (A.10), si ottiene la sollecitazione della i -esima lamina in funzione dei flussi di forza agenti nel laminato:

$$\{\sigma\}_i = [\bar{Q}]_i \{\varepsilon_0\} = [\bar{Q}]_i ([A]^{-1} \{N\}) \quad (A.11)$$

Poiché si considera una **sollecitazione** di tipo **assiale lungo x**, il vettore dei flussi di forza viene a coincidere con:

$$\{N\} = \begin{Bmatrix} N_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (A.12)$$

Per cui l'equazione (A.11) viene semplificata e, tenendo conto di (A.4), diventa:

$$\{\sigma\}_i = [\bar{Q}]_i \left(\begin{Bmatrix} \frac{A_{22}A_{66} - A_{26}^2}{\det(A)} \\ -\frac{(A_{12}A_{66} - A_{16}A_{26})}{\det(A)} \\ \frac{A_{12}A_{26} - A_{16}A_{22}}{\det(A)} \end{Bmatrix} N_x \right) \quad (A.13)$$

E poiché, inoltre, i **laminati** oggetto della sperimentazione sono **equilibrati**, $A_{26}=A_{62}=0$ e $A_{16}=A_{61}=0$, dunque:

$$\{\sigma\}_i = [\bar{Q}]_i \left(\begin{Bmatrix} \frac{A_{22}A_{66}}{\det(A)} \\ -\frac{(A_{12}A_{66})}{\det(A)} \\ 0 \end{Bmatrix} N_x \right) \quad (A.14)$$

e

$$\det(A) = A_{11}A_{22}A_{66} - A_{66}A_{12}^2$$

$$(A.15)$$

Per la **lamina a 0°** (si pone il pedice $i=0^\circ$) $[\bar{Q}]_{0^\circ}=[Q]$, poiché la matrice di rotazione viene ad equivalere alla matrice identità. La sollecitazione lungo la direzione delle fibre σ_x viene ed essere:

$$\sigma_x^{0^\circ} = Q_{11} \left(\frac{A_{22}A_{66}}{A_{11}A_{22}A_{66} - A_{66}A_{12}^2} \right) N_x - Q_{12} \left(\frac{A_{12}A_{66}}{A_{11}A_{22}A_{66} - A_{66}A_{12}^2} \right) N_x$$

$$(A.16)$$

nella quale risultano:

$$Q_{11} = \frac{E_x}{(1-\nu_{xy}\nu_{yx})} \quad (A.17)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{yx}E_y}{(1-\nu_{xy}\nu_{yx})} \quad (A.18)$$

$$A_{11} = lQ_{11}^{0^\circ}t + pQ_{11}^{90^\circ}t \quad (A.19)$$

$$A_{22} = lQ_{22}^{0^\circ}t + pQ_{22}^{90^\circ}t \quad (A.20)$$

$$A_{12} = lQ_{12}^{0^\circ}t + pQ_{12}^{90^\circ}t \quad (A.21)$$

$$A_{66} = lQ_{66}^{0^\circ}t + pQ_{66}^{90^\circ}t \quad (A.22)$$

A_{hk} sono state sviluppate a partire dalla (A.3) per un laminato contenente un numero l di lamine a 0° e un numero p di lamine a 90° ciascuna di spessore t .

Sfruttando infine l'uguaglianza fra il modulo elastico longitudinale (trasversale) della lamina a 0° e il modulo elastico trasversale (longitudinale) della lamina a 90° e la simmetria della matrice $[Q]$, è possibile sviluppare ulteriormente la (A.16) ed ottenere:

$$\sigma_x^{0^\circ} = \frac{\{E_x[V_0E_y + (1-V_0)E_x] - (\nu_{xy}E_y)^2\}t}{\{[V_0E_x + (1-V_0)E_y][V_0E_y + (1-V_0)E_x] - (\nu_{xy}E_y)^2\}t^2} N_x$$

$$(A.23)$$

E dunque, essendo $N_x = \sigma_x t$ e $\sigma_x = P/A$, con P il carico assiale e A la sezione trasversale del laminato, risulta:

$$\sigma_x^{0^\circ} = \frac{\{E_x[V_0 E_y + (1 - V_0)E_x] - (v_{xy}E_y)^2\}}{\{[V_0 E_x + (1 - V_0)E_y][V_0 E_y + (1 - V_0)E_x] - (v_{xy}E_y)^2\}} \frac{P}{A}$$

(A.24)

Ecco allora che l'espressione del Back Out Factor, nel caso analizzato, risulta essere:

$$BF = \frac{\{E_x[V_0 E_y + (1 - V_0)E_x] - (v_{xy}E_y)^2\}}{\{[V_0 E_x + (1 - V_0)E_y][V_0 E_y + (1 - V_0)E_x] - (v_{xy}E_y)^2\}}$$

(A.25)

ed infine:

$$\sigma_{x\ Max}^{0^\circ} = BF \frac{L_{max}}{A}$$

(A.26)

dove $\sigma_{x\ Max}^{0^\circ}$ e L_{max} sono la massima tensione ed il massimo carico raggiunti rispettivamente per lamina (o laminato) UD a 0° e laminato cross-ply.

Appendice B Misure campioni

Questa appendice contiene le caratteristiche dimensionali dei campioni, divise per tipologia di sequenza di laminazione.

La lunghezza del campione è stata ricavata da un'unica misura, mentre la sua larghezza ed il suo spessore sono stati valutati in cinque diverse sezioni. In quest'ultimo caso vengono definiti anche il *valor medio* e la *standard deviation*.

SEQUENZA DI LAMINAZIONE A

Material A	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]		
Specimen 1	1	12,03	2,81				
	2	12,04	2,82				
	3	12,02	2,85				
	4	12,03	2,82				
	5	12,00	2,85				
	Mean value	12,02	2,83			139,5	7,06
	Std. Deviation	0,02	0,02				
Specimen 2	1	12,00	2,81				
	2	12,02	2,83				
	3	12,03	2,84				
	4	12,01	2,82				
	5	12,01	2,84				
	Mean value	12,01	2,83			140,0	7,06
	Std. Deviation	0,01	0,01				
Specimen 3	1	12,03	2,80				
	2	12,05	2,82				
	3	12,05	2,85				
	4	12,04	2,83				
	5	12,00	2,84				
	Mean value	12,03	2,83			139,5	7,06
	Std. Deviation	0,02	0,02				
Specimen 4	1	12,02	2,83				
	2	12,03	2,81				
	3	12,03	2,82				
	4	12,01	2,80				
	5	12,02	2,80				
	Mean value	12,02	2,81			140,0	7,04
	Std. Deviation	0,01	0,01				

Specimen 5	1	12,01	2,87		
	2	12,02	2,82		
	3	12,05	2,84		
	4	12,04	2,84		
	5	12,03	2,83		
	Mean value	12,03	2,84	140,0	7,03
	Std. Deviation	0,02	0,02		
Specimen 6	1	12,02	2,93		
	2	12,02	2,90		
	3	12,03	2,92		
	4	12,09	2,91		
	5	12,07	2,90		
	Mean value	12,05	2,91	139,5	7,27
	Std. Deviation	0,03	0,01		
Specimen 7	1	12,04	2,82		
	2	12,04	2,84		
	3	12,03	2,84		
	4	12,03	2,84		
	5	12,04	2,82		
	Mean value	12,04	2,83	140,0	7,05
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 8	1	12,03	2,84		
	2	12,05	2,85		
	3	12,05	2,86		
	4	12,04	2,86		
	5	12,02	2,83		
	Mean value	12,04	2,85	140,0	7,10
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 9	1	12,03	2,81		
	2	12,00	2,82		
	3	12,03	2,83		
	4	12,04	2,83		
	5	12,01	2,81		
	Mean value	12,02	2,82	139,5	7,04
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 10	1	12,05	2,83		
	2	12,04	2,83		
	3	12,05	2,84		
	4	12,03	2,82		
	5	12,04	2,81		
	Mean value	12,04	2,83	140,0	7,07
	Std. Deviation	0,01	0,01		

Specimen 11	1	12,00	2,81	140,0	7,07
	2	12,01	2,83		
	3	12,02	2,84		
	4	12,01	2,83		
5	12,02	2,81			
	Mean value	12,01	2,82		
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 12	1	12,02	2,80	140,0	7,04
	2	12,00	2,82		
	3	12,01	2,82		
	4	12,01	2,84		
5	12,04	2,81			
	Mean value	12,02	2,82		
	Std. Deviation	0,02	0,01		

Tabella B1 – Dimensioni dei campioni della serie A

SEQUENZA DI LAMINAZIONE B

Material B	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen 1	1	12,14	2,82	140,0	7,10
	2	12,13	2,82		
	3	12,15	2,81		
	4	12,13	2,80		
5	12,15	2,79			
	Mean value	12,14	2,81		
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 2	1	12,08	2,80	140,0	7,11
	2	12,12	2,80		
	3	12,12	2,80		
	4	12,11	2,81		
5	12,16	2,81			
	Mean value	12,12	2,80		
	Std. Deviation	0,03	0,01		
Specimen 3	1	12,16	2,85	140,0	7,25
	2	12,14	2,85		
	3	12,14	2,85		
	4	12,08	2,86		
5	12,09	2,84			
	Mean value	12,12	2,85		
	Std. Deviation	0,03	0,01		

Specimen 4	1	12,13	2,81		
	2	12,13	2,80		
	3	12,13	2,80		
	4	12,11	2,80		
	5	12,12	2,80		
	Mean value	12,12	2,80	140,0	7,11
	Std. Deviation	0,01	0,00		
Specimen 5	1	11,93	2,78		
	2	11,91	2,80		
	3	11,95	2,79		
	4	11,91	2,79		
	5	11,95	2,79		
	Mean value	11,93	2,79	140,0	6,89
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 6	1	12,14	2,80		
	2	12,15	2,80		
	3	12,12	2,81		
	4	12,13	2,81		
	5	12,14	2,82		
	Mean value	12,14	2,81	140,0	7,10
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 7	1	12,08	2,80		
	2	12,09	2,81		
	3	12,09	2,81		
	4	12,11	2,81		
	5	12,12	2,81		
	Mean value	12,10	2,81	140,0	7,11
	Std. Deviation	0,02	0,00		
Specimen 8	1	12,16	2,82		
	2	12,12	2,82		
	3	12,13	2,82		
	4	12,11	2,82		
	5	12,15	2,81		
	Mean value	12,13	2,82	140,0	7,10
	Std. Deviation	0,02	0,00		
Specimen 9	1	12,12	2,80		
	2	12,16	2,82		
	3	12,13	2,82		
	4	12,15	2,81		
	5	12,16	2,82		
	Mean value	12,14	2,81	140,0	7,11
	Std. Deviation	0,02	0,01		

Specimen 10	1	12,10	2,79		
	2	12,14	2,80		
	3	12,13	2,80		
	4	12,12	2,80		
	5	12,13	2,79		
	Mean value	12,12	2,80	140,0	7,06
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 11	1	12,14	2,80		
	2	12,13	2,80		
	3	12,16	2,80		
	4	12,17	2,81		
	5	12,12	2,81		
	Mean value	12,14	2,80	140,0	7,10
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 12	1	12,11	2,80		
	2	12,14	2,81		
	3	12,13	2,81		
	4	12,13	2,81		
	5	12,12	2,80		
	Mean value	12,13	2,81	140,0	7,09
	Std. Deviation	0,01	0,01		

Tabella B2 – Dimensioni dei campioni della serie B

SEQUENZA DI LAMINAZIONE C

Material C	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen 1	1	12,04	2,79		
	2	12,03	2,79		
	3	12,04	2,79		
	4	12,03	2,80		
	5	12,03	2,79		
	Mean value	12,03	2,79	140,0	7,00
	Std. Deviation	0,01	0,00		
Specimen 2	1	12,02	2,79		
	2	12,02	2,82		
	3	12,02	2,82		
	4	12,01	2,82		
	5	12,02	2,82		
	Mean value	12,02	2,81	140,0	7,01
	Std. Deviation	0,00	0,01		

Specimen 3	1	12,01	2,79		
	2	12,01	2,81		
	3	12,00	2,80		
	4	12,01	2,80		
	5	12,00	2,80		
	Mean value	12,01	2,80	140,0	7,02
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 4	1	12,01	2,79		
	2	12,03	2,81		
	3	12,03	2,81		
	4	12,02	2,80		
	5	12,03	2,79		
	Mean value	12,02	2,80	140,0	7,01
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 5	1	11,98	2,80		
	2	11,98	2,81		
	3	12,00	2,82		
	4	11,98	2,81		
	5	12,00	2,80		
	Mean value	11,99	2,81	140,0	7,02
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 6	1	11,99	2,82		
	2	12,00	2,82		
	3	11,98	2,82		
	4	11,99	2,80		
	5	11,99	2,79		
	Mean value	11,99	2,81	140,0	6,98
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 7	1	12,03	2,81		
	2	12,02	2,83		
	3	12,00	2,82		
	4	12,02	2,81		
	5	12,00	2,80		
	Mean value	12,01	2,81	139,5	7,02
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 8	1	11,98	2,83		
	2	11,97	2,85		
	3	11,99	2,86		
	4	12,00	2,86		
	5	11,98	2,85		
	Mean value	11,98	2,85	140,0	7,12
	Std. Deviation	0,01	0,01		

Specimen 9	1	12,00	2,83		
	2	12,01	2,83		
	3	11,99	2,83		
	4	12,01	2,81		
	5	11,99	2,79		
	Mean value	12,00	2,82	140,0	7,04
	Std. Deviation	0,01	0,02		
Specimen 10	1	12,00	2,79		
	2	12,01	2,81		
	3	11,98	2,80		
	4	12,00	2,80		
	5	12,00	2,79		
	Mean value	12,00	2,80	140,0	7,02
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 11	1	12,00	2,81		
	2	12,00	2,82		
	3	11,99	2,82		
	4	12,01	2,82		
	5	12,03	2,80		
	Mean value	12,01	2,81	140,0	7,03
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 12	1	12,02	2,81		
	2	12,02	2,82		
	3	12,02	2,82		
	4	12,01	2,81		
	5	12,00	2,80		
	Mean value	12,01	2,81	140,0	7,04
	Std. Deviation	0,01	0,01		

Tabella B3 – Dimensioni dei campioni della serie C

SEQUENZA DI LAMINAZIONE D

Material D	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen 1	1	12,02	2,81		
	2	11,98	2,82		
	3	12,00	2,82		
	4	11,99	2,82		
	5	11,99	2,81		
	Mean value	12,00	2,82	140,0	7,02
	Std. Deviation	0,02	0,01		

Specimen 2	1	12,00	2,80		
	2	11,98	2,80		
	3	12,01	2,80		
	4	11,98	2,80		
	5	12,00	2,79		
	Mean value	11,99	2,80	140,0	7,00
	Std. Deviation	0,01	0,00		
Specimen 3	1	11,96	2,87		
	2	11,97	2,88		
	3	11,96	2,88		
	4	11,96	2,88		
	5	11,98	2,86		
	Mean value	11,97	2,87	140,0	7,16
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 4	1	12,00	2,81		
	2	12,01	2,81		
	3	11,98	2,81		
	4	11,97	2,82		
	5	11,98	2,80		
	Mean value	11,99	2,81	140,0	7,00
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 5	1	12,01	2,82		
	2	12,02	2,82		
	3	12,00	2,83		
	4	12,01	2,83		
	5	12,02	2,82		
	Mean value	12,01	2,82	140,0	7,08
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 6	1	12,00	2,82		
	2	11,96	2,83		
	3	11,97	2,84		
	4	11,98	2,84		
	5	11,98	2,83		
	Mean value	11,98	2,83	139,5	7,06
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 7	1	12,01	2,79		
	2	12,00	2,79		
	3	12,01	2,81		
	4	11,98	2,81		
	5	11,96	2,79		
	Mean value	11,99	2,80	139,5	6,89
	Std. Deviation	0,02	0,01		

Specimen 8	1	12,00	2,80		
	2	11,98	2,82		
	3	12,00	2,83		
	4	11,97	2,82		
	5	12,01	2,82		
	Mean value	11,99	2,82	139,5	7,06
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 9	1	11,97	2,81		
	2	11,98	2,82		
	3	11,99	2,83		
	4	11,97	2,81		
	5	11,97	2,80		
	Mean value	11,98	2,81	140,0	7,00
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 10	1	12,00	2,81		
	2	11,97	2,82		
	3	11,98	2,82		
	4	11,98	2,83		
	5	11,99	2,83		
	Mean value	11,98	2,82	140,0	7,04
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 11	1	12,00	2,83		
	2	12,02	2,85		
	3	11,96	2,86		
	4	11,96	2,84		
	5	11,95	2,82		
	Mean value	11,98	2,84	140,0	7,10
	Std. Deviation	0,03	0,02		
Specimen 12	1	11,99	2,83		
	2	11,99	2,84		
	3	11,98	2,84		
	4	12,00	2,83		
	5	12,00	2,82		
	Mean value	11,99	2,83	140,0	7,04
	Std. Deviation	0,01	0,01		

Tabella B4 – Dimensioni dei campioni della serie D

SEQUENZA DI LAMINAZIONE E

Material E	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen 1	1	11,92	2,14	139,5	5,31
	2	11,90	2,13		
	3	11,92	2,12		
	4	11,94	2,11		
	5	11,95	2,11		
	Mean value	11,93	2,12		
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 2	1	11,92	2,07	139,5	5,13
	2	11,91	2,06		
	3	11,91	2,06		
	4	11,92	2,06		
	5	11,92	2,05		
	Mean value	11,92	2,06		
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 3	1	11,88	2,07	139,5	5,08
	2	11,90	2,04		
	3	11,90	2,04		
	4	11,90	2,05		
	5	11,90	2,06		
	Mean value	11,90	2,05		
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 4	1	11,89	2,05	139,5	5,09
	2	11,89	2,03		
	3	11,90	2,04		
	4	11,90	2,03		
	5	11,91	2,05		
	Mean value	11,90	2,04		
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 5	1	11,92	2,07	139,5	5,12
	2	11,96	2,06		
	3	11,95	2,05		
	4	11,95	2,05		
	5	11,94	2,07		
	Mean value	11,94	2,06		
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 6	1	11,89	2,06	139,5	5,10
	2	11,90	2,04		
	3	11,92	2,04		
	4	11,90	2,05		
	5	11,93	2,06		
	Mean value	11,91	2,05		
	Std. Deviation	0,02	0,01		

Specimen 7	1	11,88	2,07		
	2	11,88	2,05		
	3	11,89	2,05		
	4	11,91	2,05		
	5	11,91	2,06		
	Mean value	11,89	2,06	139,5	5,07
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 8	1	11,90	2,03		
	2	11,88	2,02		
	3	11,88	2,02		
	4	11,87	2,01		
	5	11,86	2,03		
	Mean value	11,88	2,02	139,5	5,03
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 9	1	11,88	2,00		
	2	11,87	2,00		
	3	11,86	2,00		
	4	11,87	1,99		
	5	11,86	2,02		
	Mean value	11,87	2,00	139,0	4,95
	Std. Deviation	0,01	0,01		
Specimen 10	1	11,96	2,05		
	2	11,94	2,03		
	3	11,94	2,03		
	4	11,91	2,03		
	5	11,90	2,04		
	Mean value	11,93	2,04	139,5	5,08
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 11	1	11,91	2,05		
	2	11,88	2,03		
	3	11,92	2,04		
	4	11,94	2,03		
	5	11,93	2,04		
	Mean value	11,92	2,04	139,5	5,07
	Std. Deviation	0,02	0,01		
Specimen 12	1	11,90	2,07		
	2	11,88	2,05		
	3	11,90	2,06		
	4	11,89	2,06		
	5	11,88	2,08		
	Mean value	11,89	2,06	139,5	5,10
	Std. Deviation	0,01	0,01		

Specimen 13	1	11,99	2,11		
	2	11,98	2,10		
	3	11,97	2,09		
	4	11,96	2,08		
	5	11,96	2,10		
	Mean value	11,97	2,10	139,5	5,23
Std. Deviation	0,01	0,01			

Tabella B5 – Dimensioni dei campioni della serie E

SEQUENZA DI LAMINAZIONE F

Material F	n° measure	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]	Mass [g]
Specimen 1	1	11,90	2,96		
	2	11,87	2,92		
	3	11,88	2,95		
	4	11,90	2,96		
	5	11,96	2,96		
	Mean value	11,90	2,95	139,5	7,34
Std. Deviation	0,03	0,02			
Specimen 2	1	11,80	3,01		
	2	11,82	2,95		
	3	11,80	2,95		
	4	11,82	2,97		
	5	11,84	2,98		
	Mean value	11,82	2,97	139,0	7,30
Std. Deviation	0,02	0,02			
Specimen 3	1	11,82	2,97		
	2	11,80	2,97		
	3	11,84	2,97		
	4	11,84	2,93		
	5	11,86	3,01		
	Mean value	11,83	2,97	139,5	7,31
Std. Deviation	0,02	0,03			
Specimen 4	1	11,81	2,99		
	2	11,79	2,99		
	3	11,79	2,99		
	4	11,79	2,96		
	5	11,80	3,00		
	Mean value	11,80	2,99	139,0	7,30
Std. Deviation	0,01	0,02			

Specimen 5	1	11,95	2,99		
	2	11,92	2,98		
	3	11,80	2,98		
	4	11,80	2,94		
	5	11,80	3,03		
	Mean value	11,85	2,98	139,5	7,32
	Std. Deviation	0,07	0,03		
Specimen 6	1	11,86	2,96		
	2	11,85	2,96		
	3	11,86	2,96		
	4	11,88	2,92		
	5	11,90	3,01		
	Mean value	11,87	2,96	139,5	7,33
	Std. Deviation	0,02	0,03		
Specimen 7	1	11,82	2,98		
	2	11,82	2,98		
	3	11,81	2,97		
	4	11,85	2,93		
	5	11,86	3,01		
	Mean value	11,83	2,97	139,5	7,31
	Std. Deviation	0,02	0,03		
Specimen 8	1	11,86	2,95		
	2	11,87	2,95		
	3	11,88	2,96		
	4	11,89	2,93		
	5	11,90	2,99		
	Mean value	11,88	2,96	139,5	7,33
	Std. Deviation	0,02	0,02		
Specimen 9	1	11,94	3,01		
	2	11,92	3,00		
	3	11,91	2,99		
	4	11,92	2,96		
	5	11,87	3,04		
	Mean value	11,91	3,00	139,5	7,40
	Std. Deviation	0,03	0,03		
Specimen 10	1	11,82	3,04		
	2	11,84	2,96		
	3	11,81	2,98		
	4	11,79	2,99		
	5	11,77	3,00		
	Mean value	11,81	2,99	139,5	7,29
	Std. Deviation	0,03	0,03		

Specimen 11	1	11,82	3,03		
	2	11,83	2,94		
	3	11,82	2,97		
	4	11,82	2,98		
5	11,83	2,98			
	Mean value	11,82	2,98	139,0	7,31
	Std. Deviation	0,01	0,03		
Specimen 12	1	11,81	2,97		
	2	11,75	2,97		
	3	11,88	2,96		
	4	11,86	2,93		
5	11,86	3,03			
	Mean value	11,83	2,97	139,5	7,30
	Std. Deviation	0,05	0,04		
Specimen 13	1	11,80	2,98		
	2	11,79	3,00		
	3	11,80	2,98		
	4	11,80	2,95		
5	11,82	3,04			
	Mean value	11,80	2,99	139,5	7,26
	Std. Deviation	0,01	0,03		

Tabella B6 – Dimensioni dei campioni della serie F

Appendice C Grafici post-prova

Come già menzionato, tutti i risultati sono stati adimensionalizzati per motivi di riservatezza.

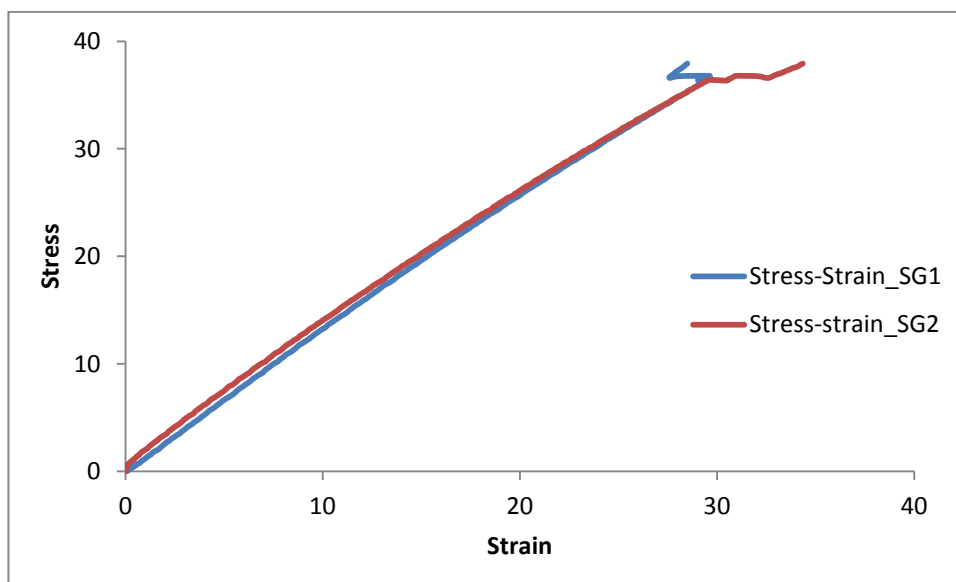


Grafico C1 – Tensione-Deformazione del campione A1

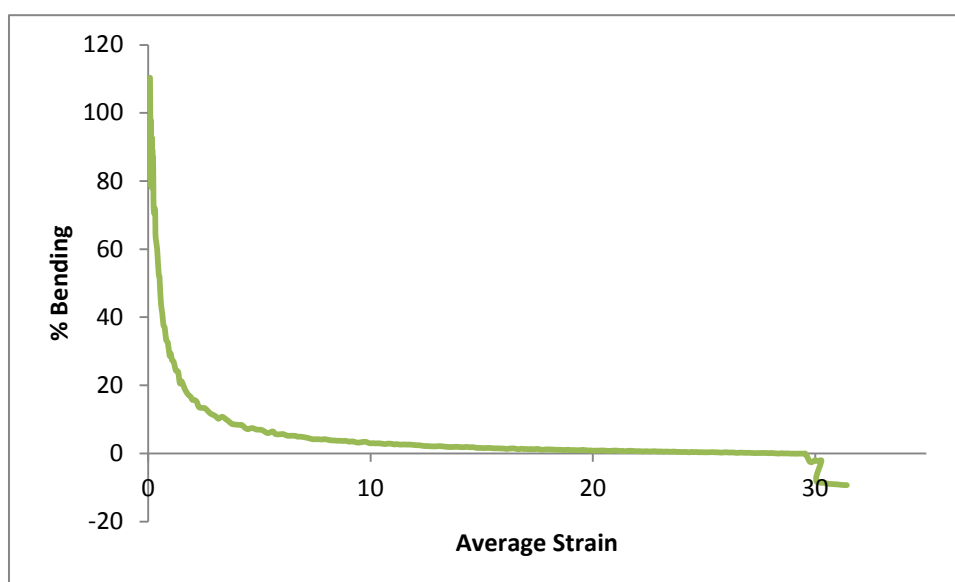


Grafico C2 – Bending-Deformazione media del campione A1

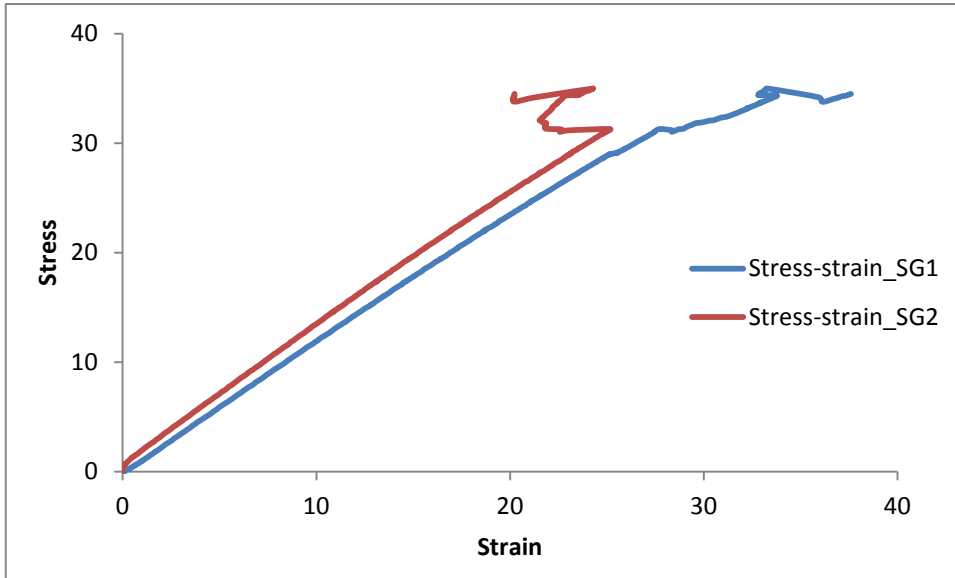


Grafico C3 – Tensione-Deformazione del campione A2

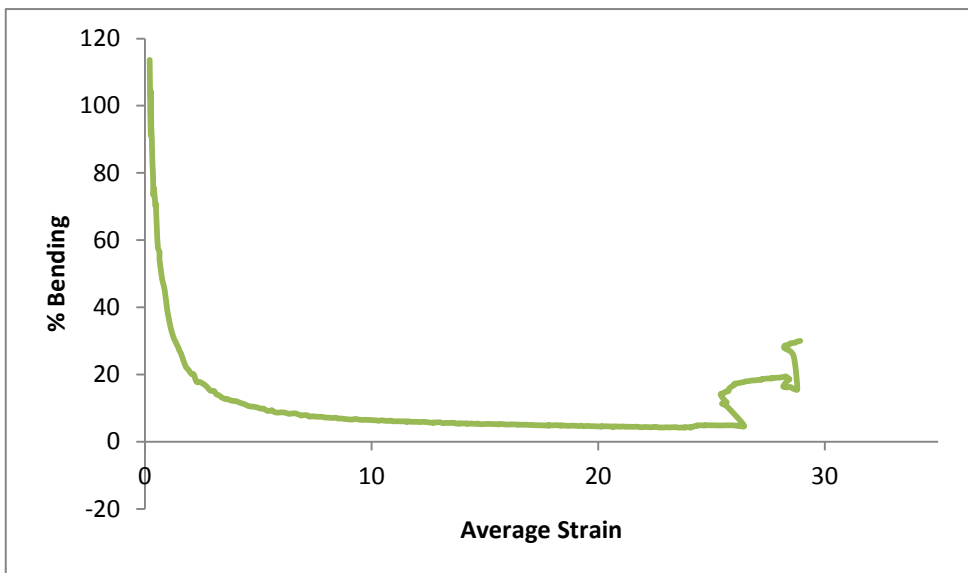


Grafico C4 – Bending-Deformazione media del campione A2

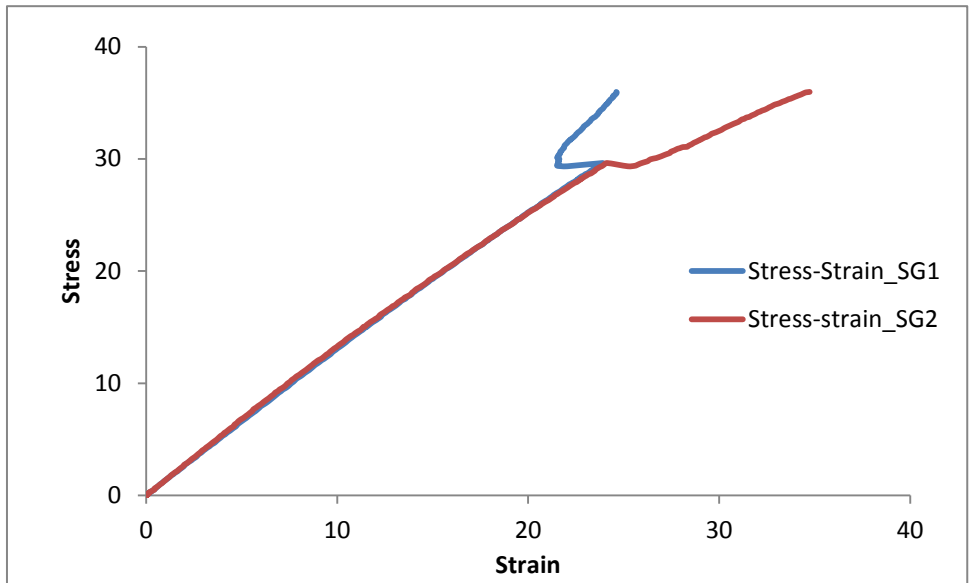


Grafico C5 – Tensione-Deformazione del campione A3

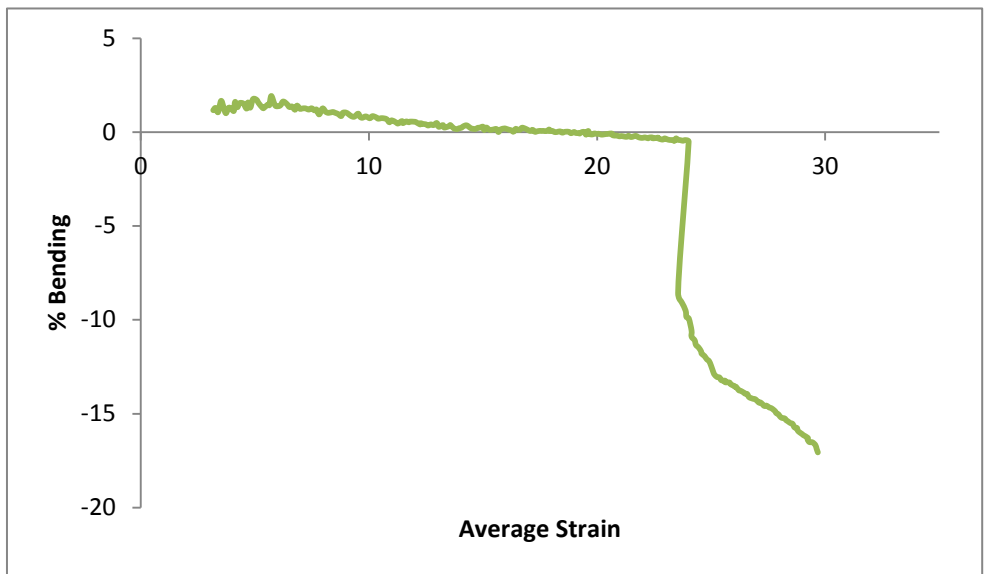


Grafico C6 – Bending-Deformazione media del campione A3

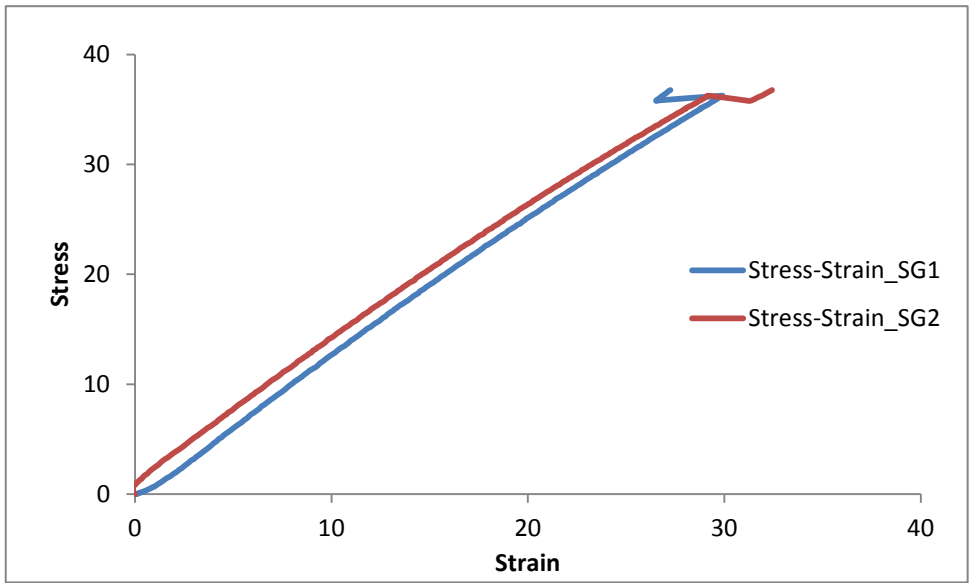


Grafico C7 – Tensione-Deformazione del campione A4

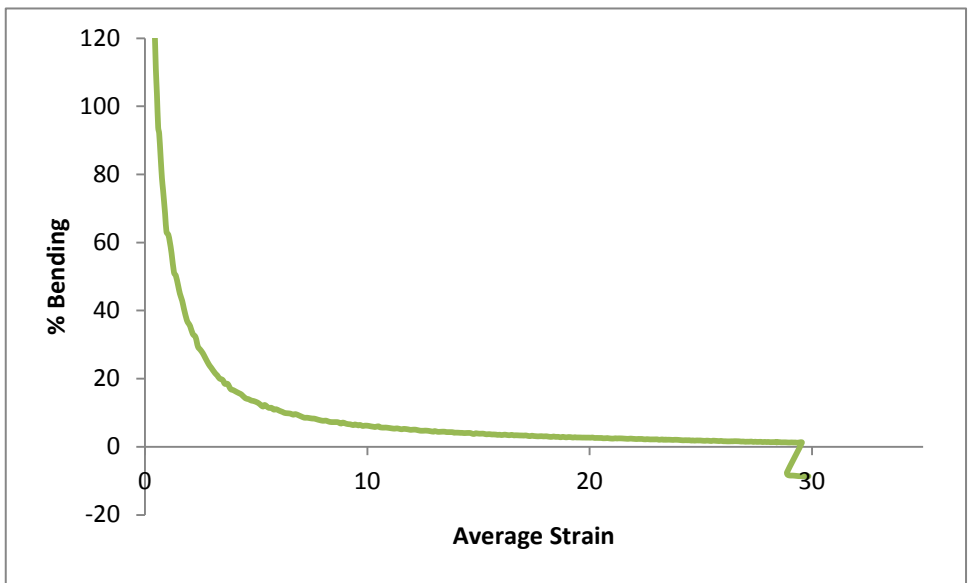


Grafico C8 – Bending-Deformazione media del campione A4

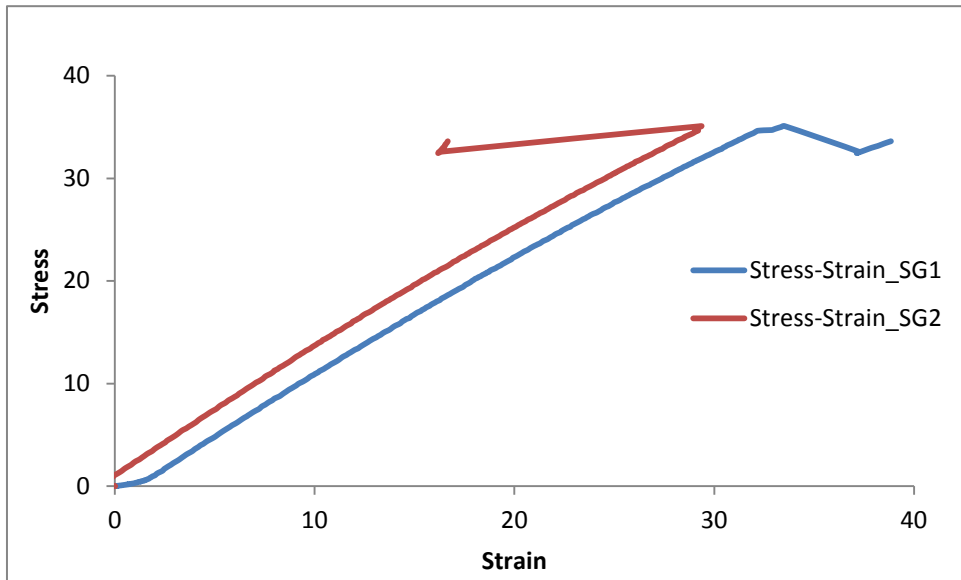


Grafico C9 – Tensione-Deformazione del campione A5

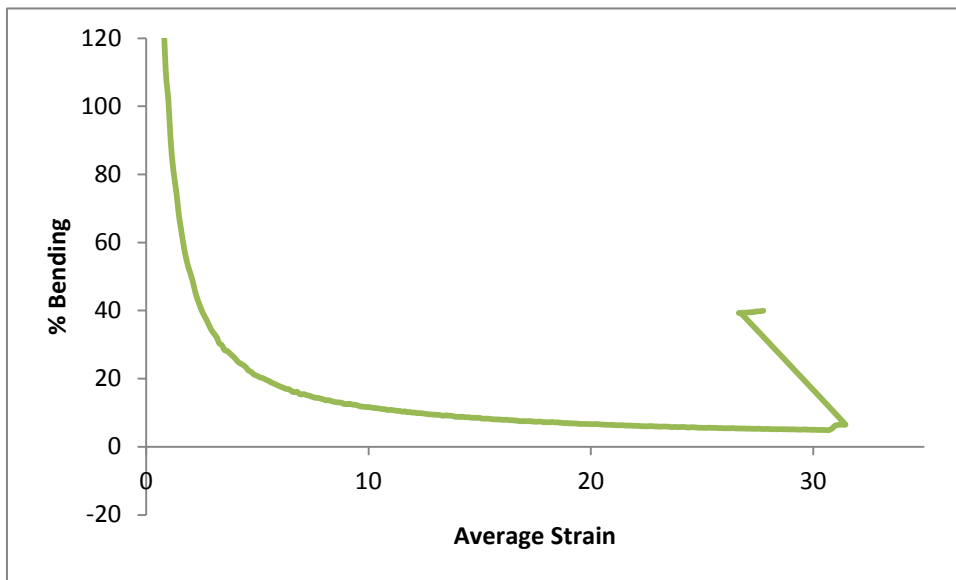


Grafico C10 – Bending-Deformazione media del campione A5

Material A	% Bending	
	Midpoint	Failure
A1_LTL	4,9	-9,3
A2_LTL	8,3	30,0
A3_LTL	1,2	-17,1
A4_LL	9,4	-8,7
A5_LL	16,2	40,0

Tabella C1 – Midpoint % Bending e Failure % Bending dei campioni serie A

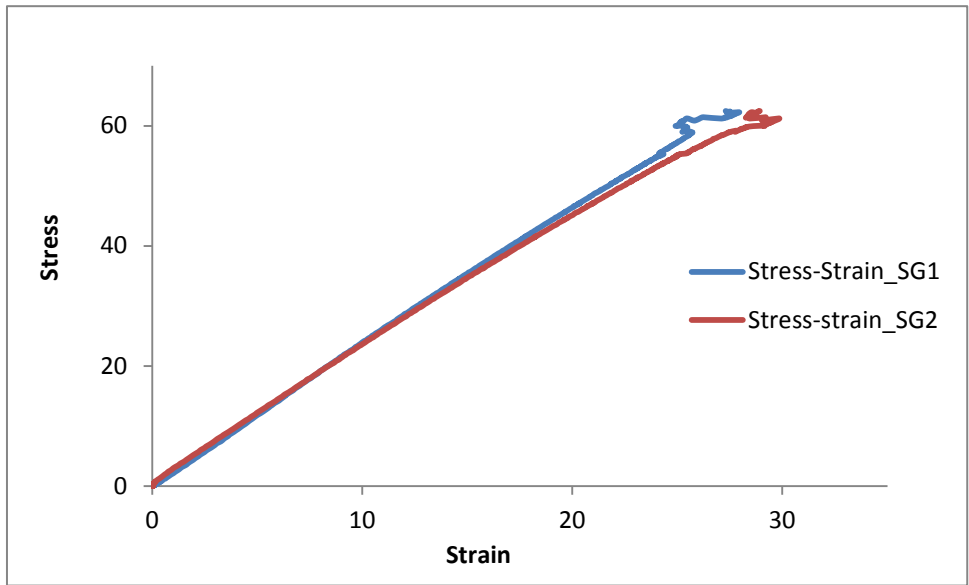


Grafico C11 – Tensione-Deformazione del campione B1

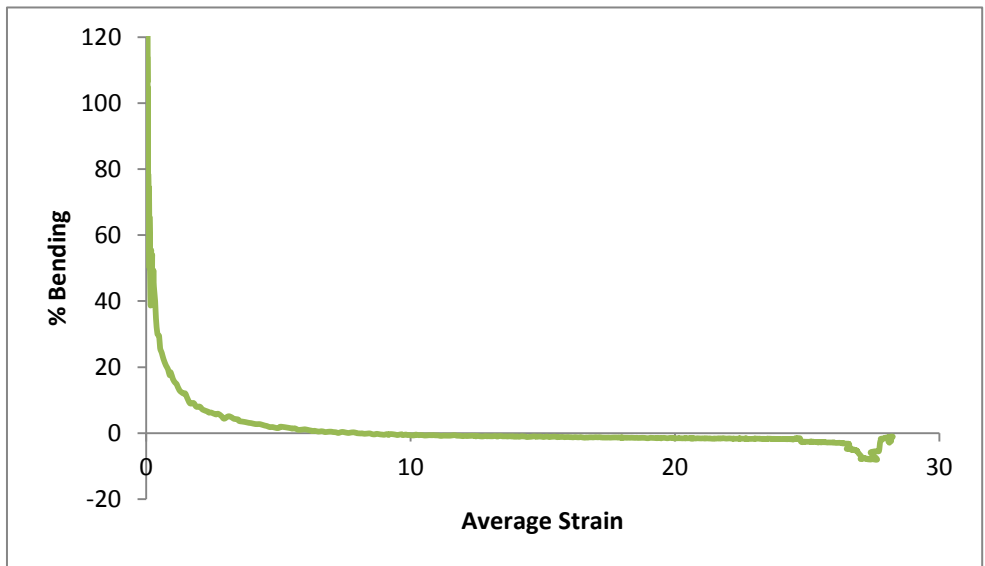


Grafico C12 – Bending-Deformazione media del campione B1

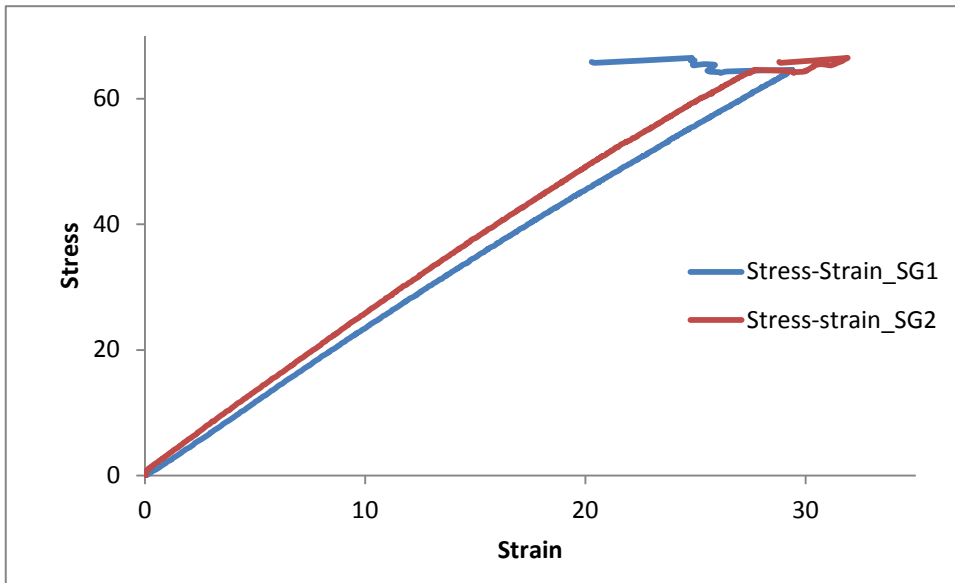


Grafico C13 – Tensione-Deformazione del campione B2

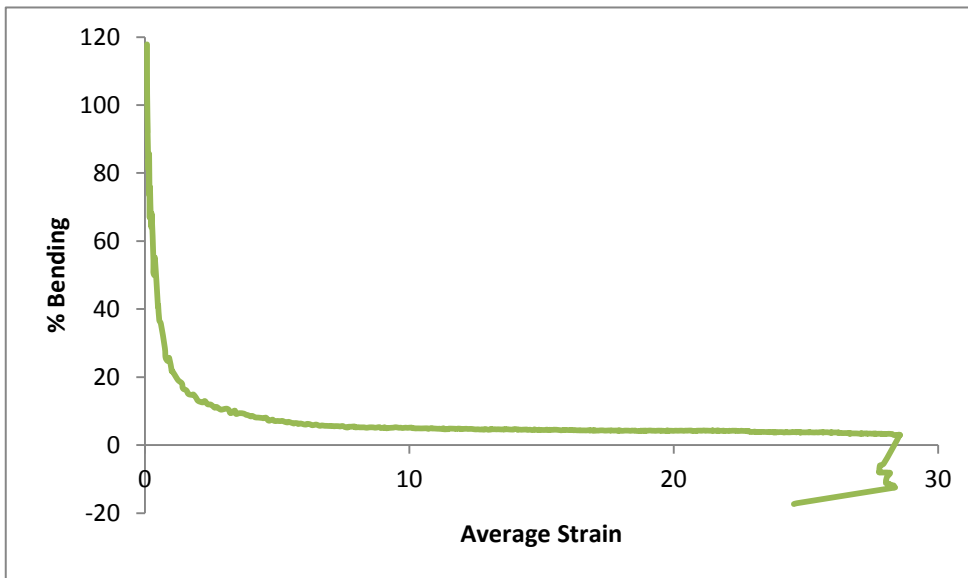


Grafico C14 – Bending-Deformazione media del campione B2

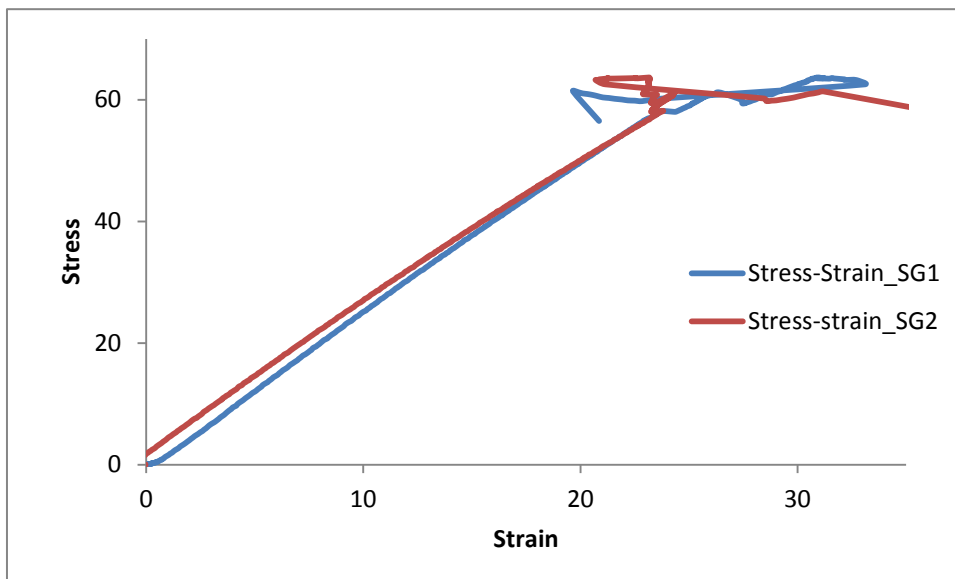


Grafico C15 – Tensione-Deformazione del campione B3

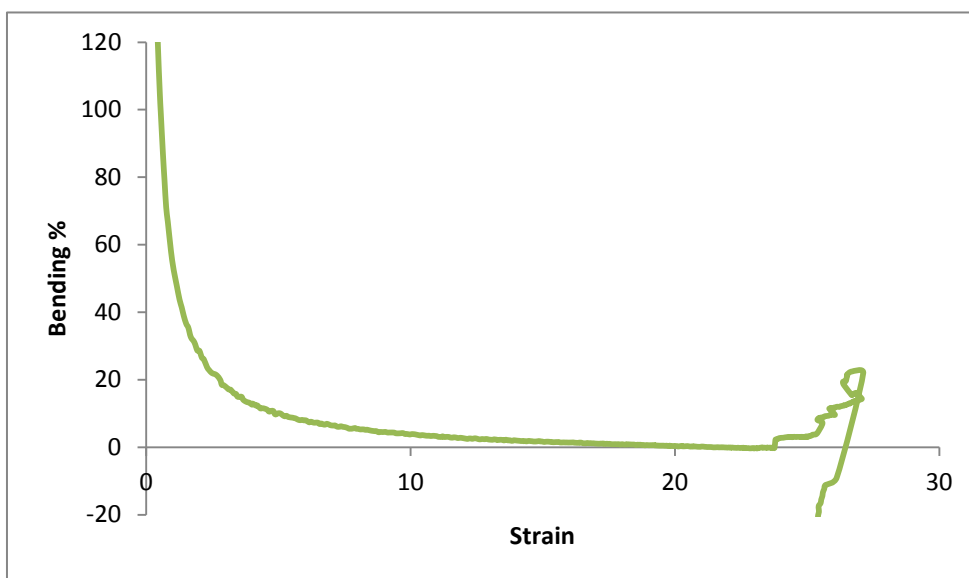


Grafico C16 – Bending-Deformazione media del campione B3

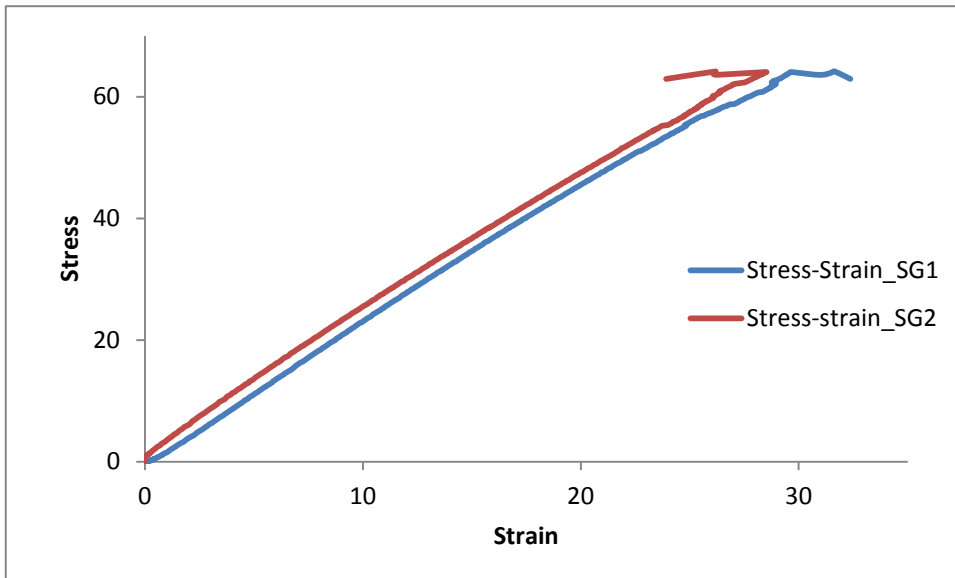


Grafico C17 – Tensione-Deformazione del campione B4

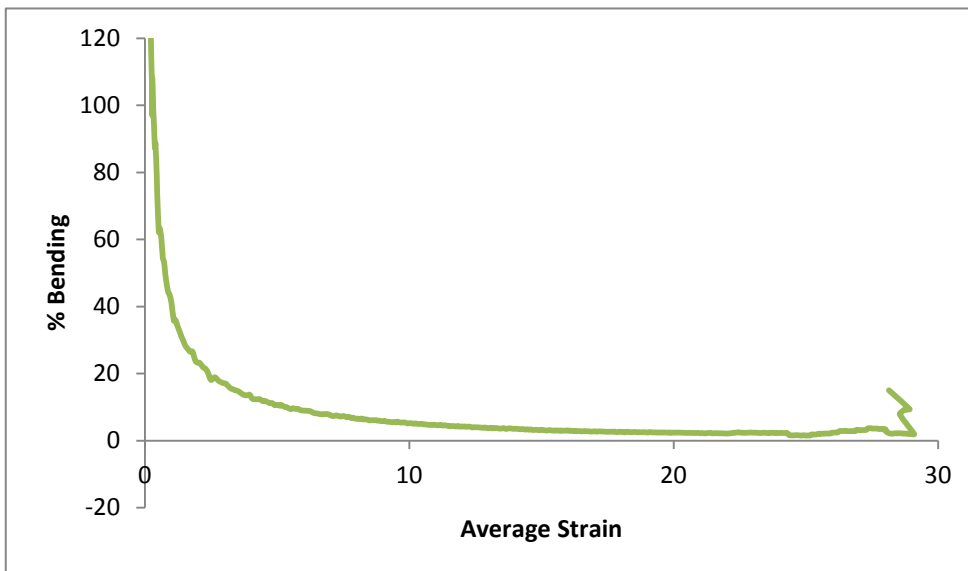


Grafico C18 – Bending-Deformazione media del campione B4

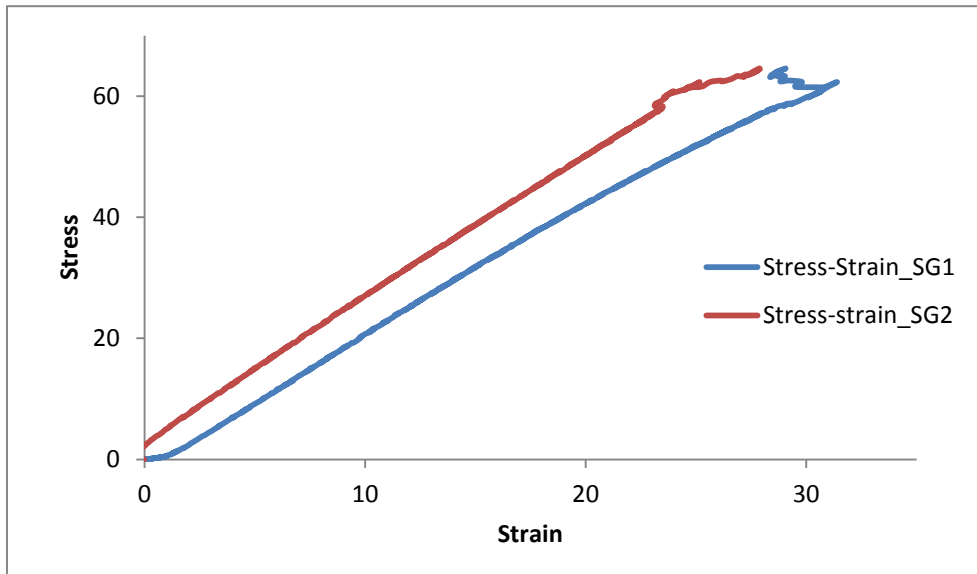


Grafico C19 – Tensione-Deformazione del campione B5

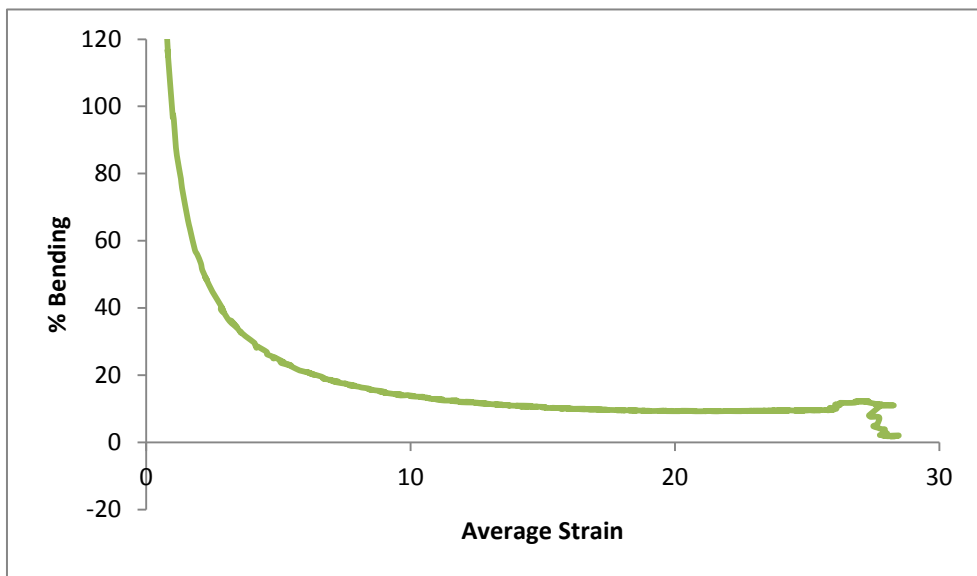


Grafico C20 – Bending-Deformazione media del campione B5

Material A	% Bending	
	Midpoint	Failure
B1_LTL	0,5	-2,9
B2_LTL	5,7	-17,4
B3_LTL	6,7	-29,8
B4_LL	7,9	15,0
B5_LL	19,6	1,8

Tabella C2 – Midpoint % Bending e Failure % Bending dei campioni serie B

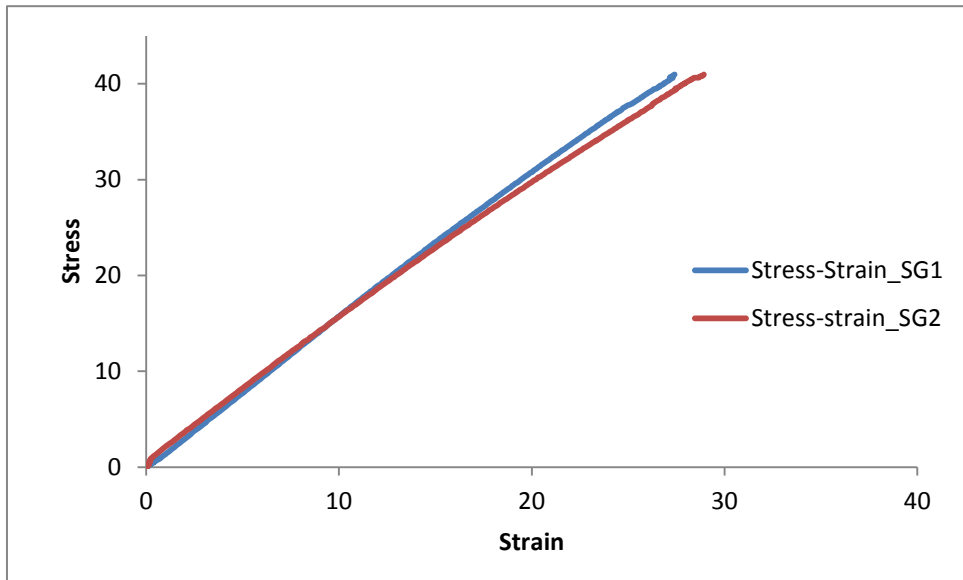


Grafico C21 – Tensione-Deformazione del campione C1

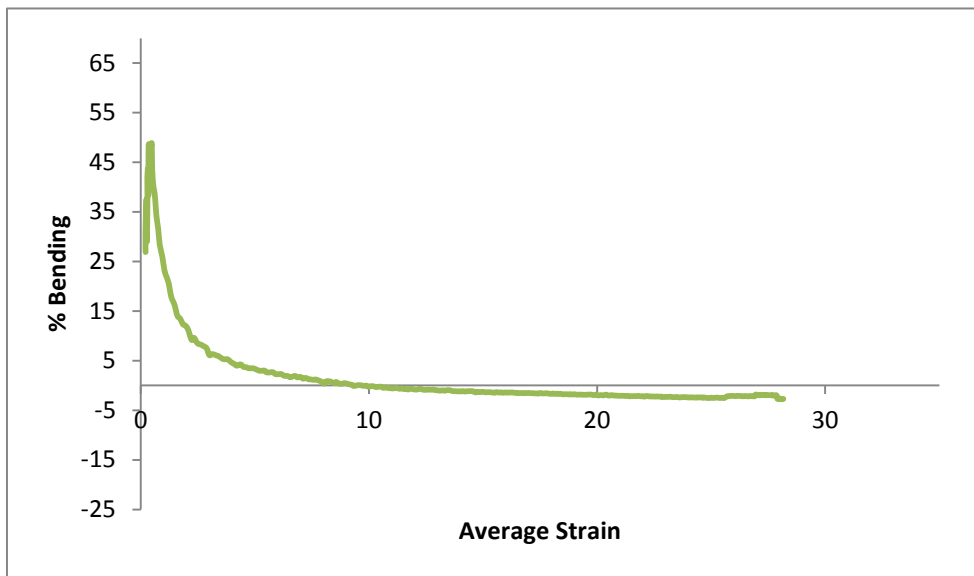


Grafico C22 – Bending-Deformazione media del campione C1

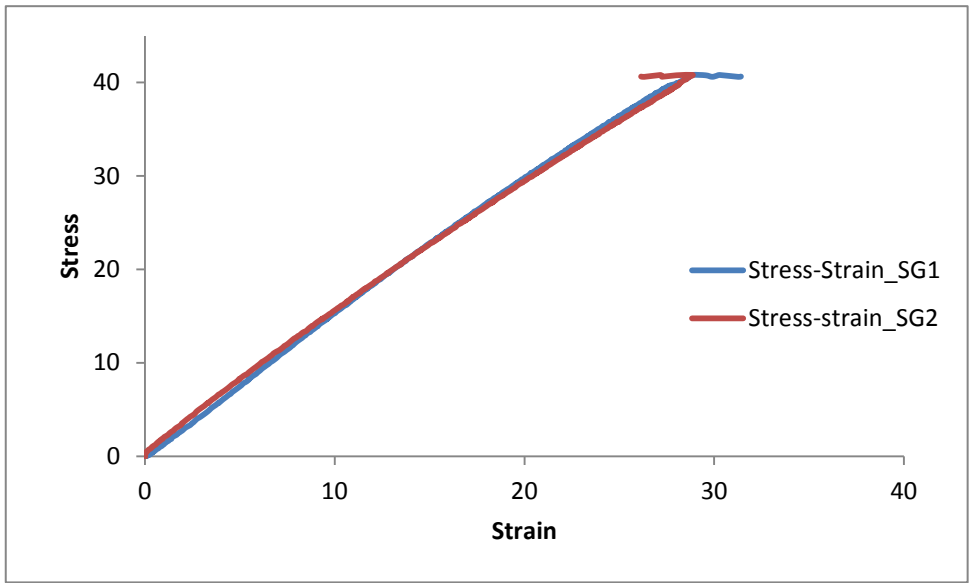


Grafico C23 – Tensione-Deformazione del campione C2

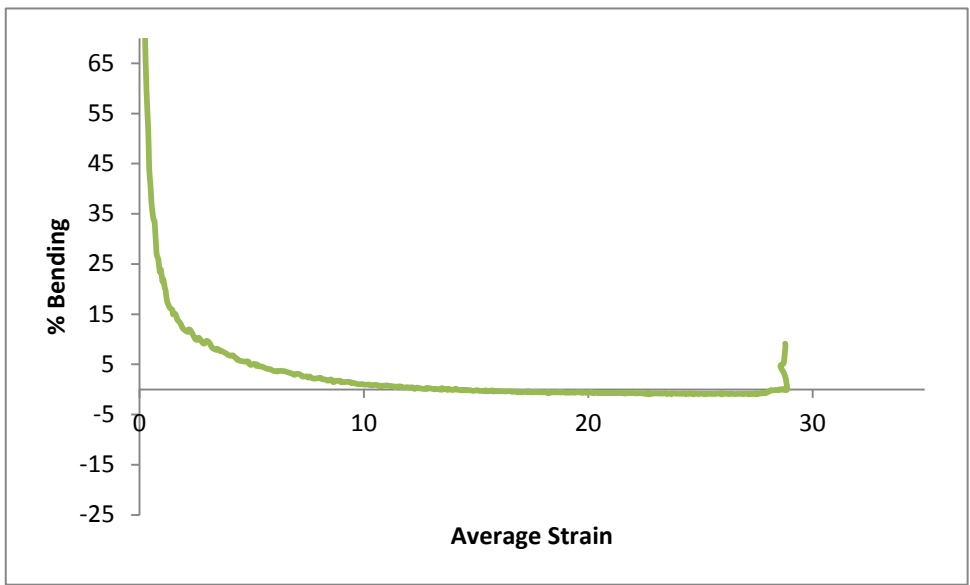


Grafico C24– Bending-Deformazione media del campione C2

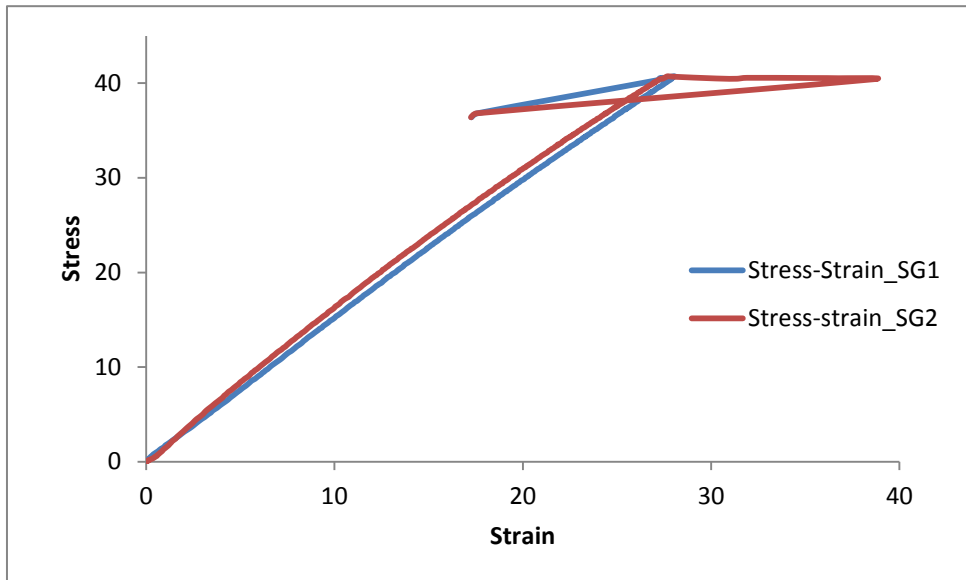


Grafico C25 – Tensione-Deformazione del campione C3

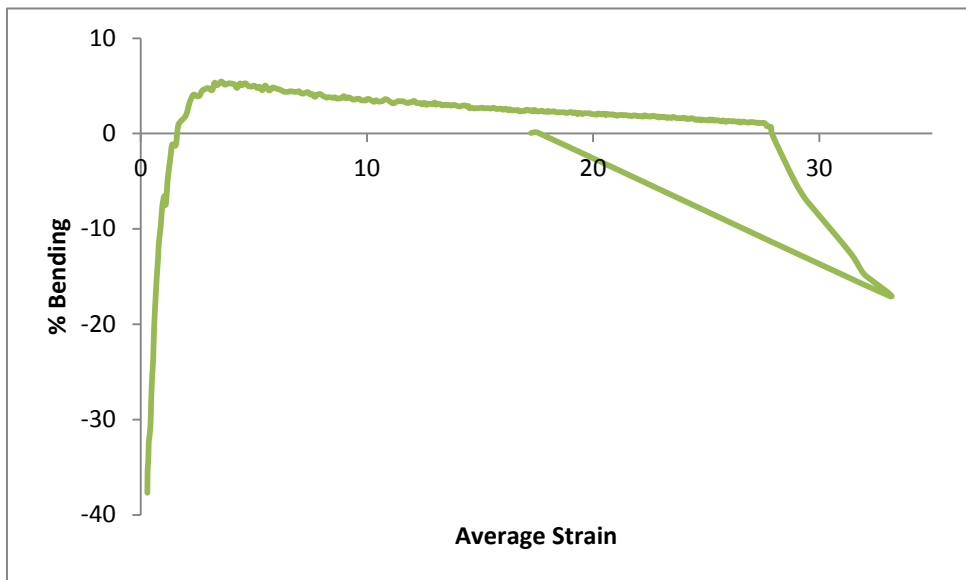


Grafico C26 – Bending-Deformazione media del campione C3

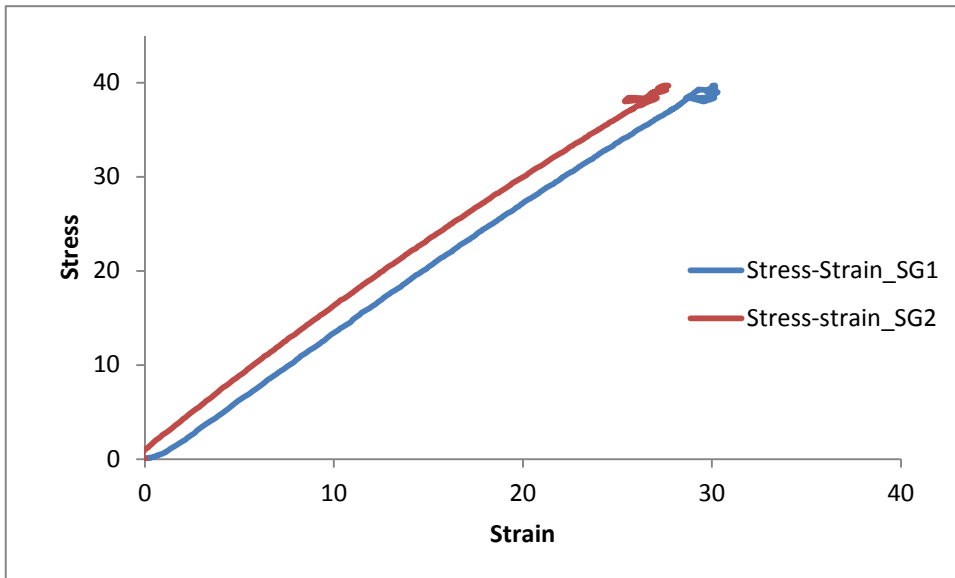


Grafico C27 – Tensione-Deformazione del campione C4

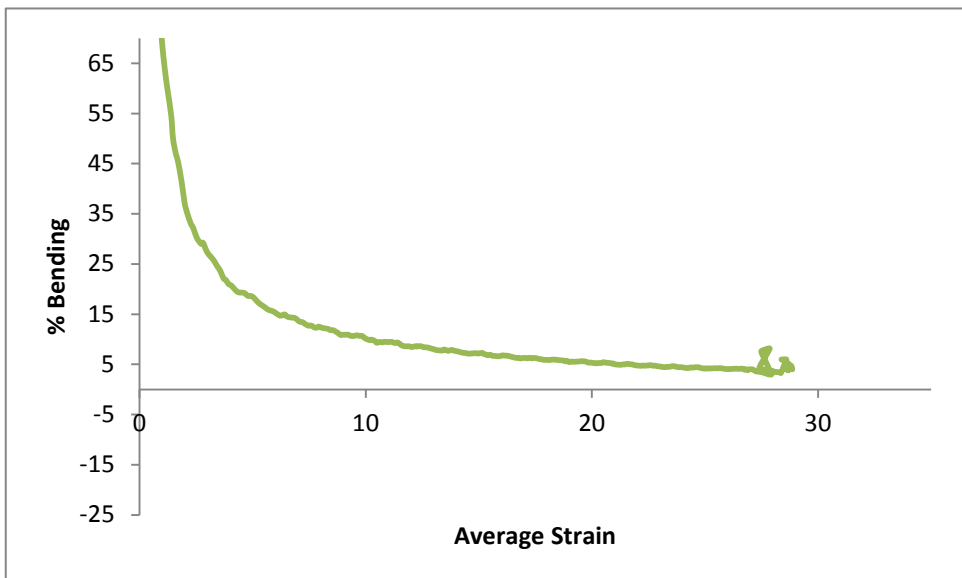


Grafico C28 – Bending-Deformazione media del campione C4

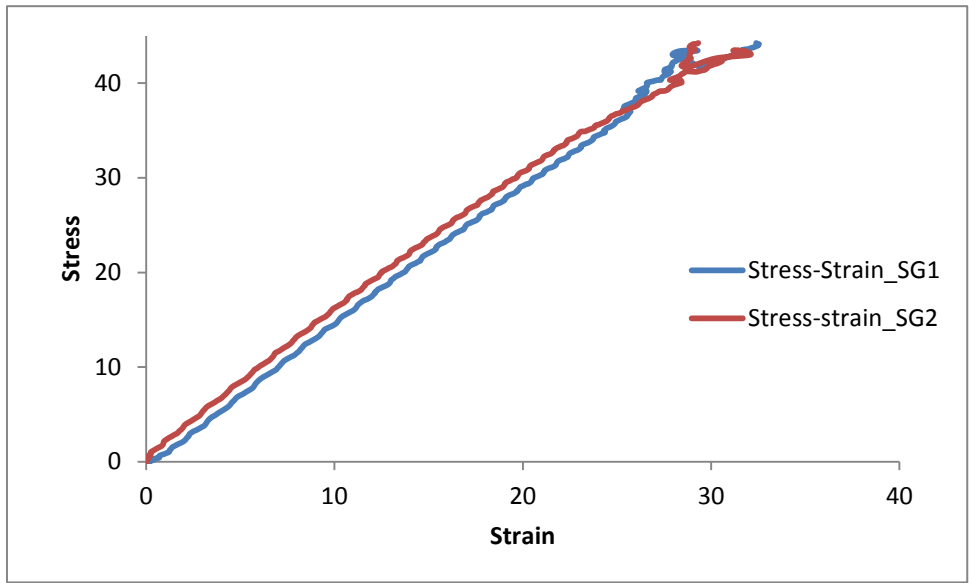


Grafico C29 – Tensione-Deformazione del campione C5

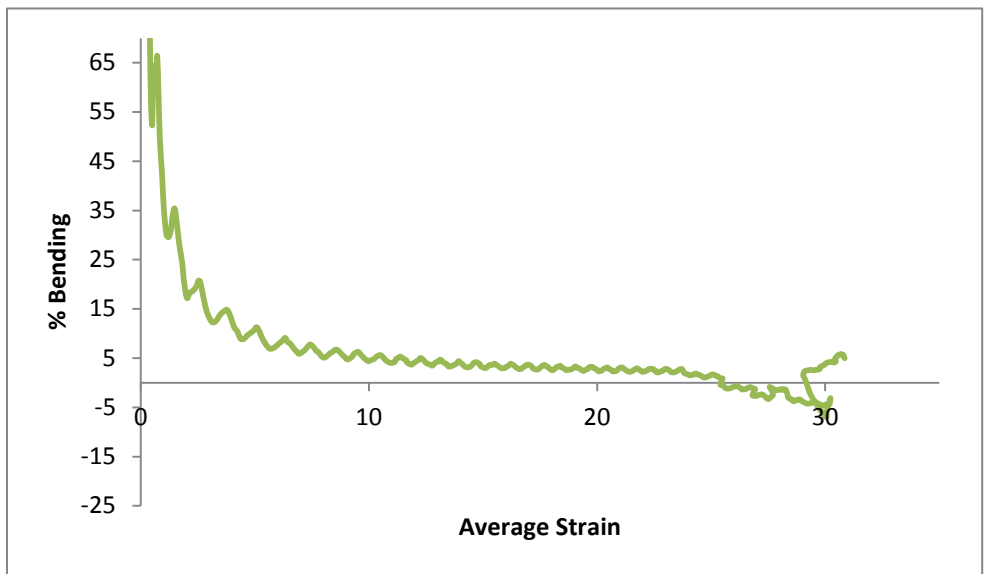


Grafico C30 – Bending-Deformazione media del campione C5

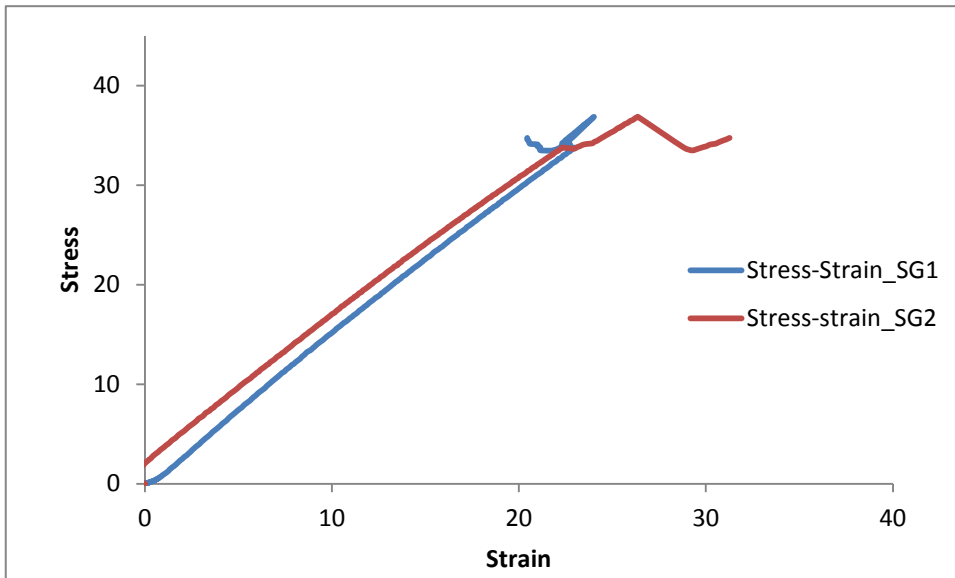


Grafico C31 – Tensione-Deformazione del campione C6

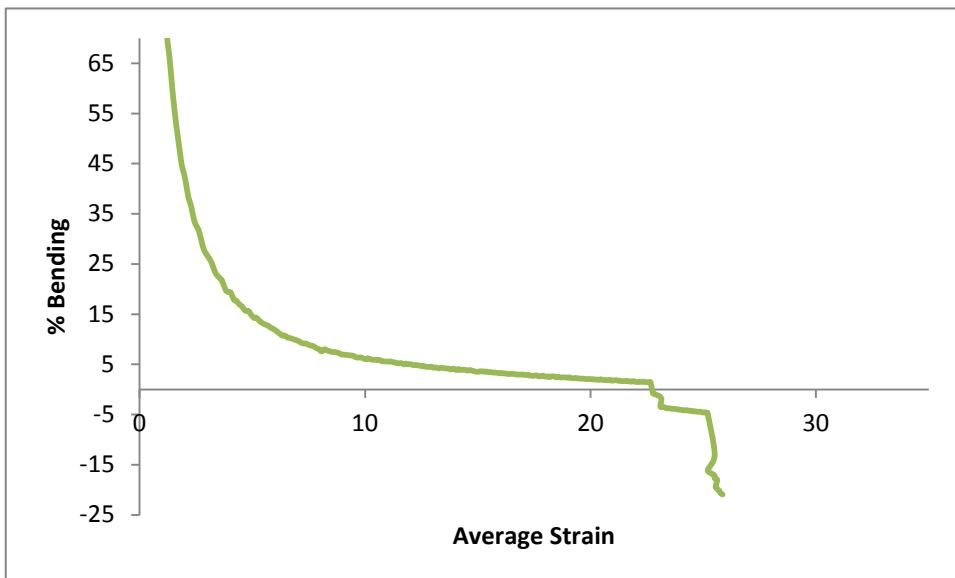


Grafico C32– Bending-Deformazione media del campione C6

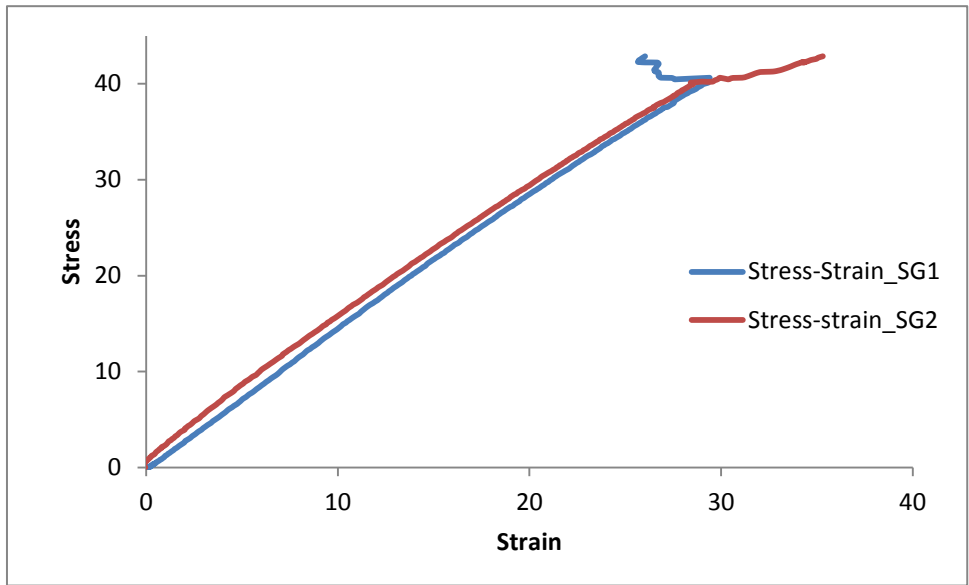


Grafico C33 – Tensione-Deformazione del campione C7

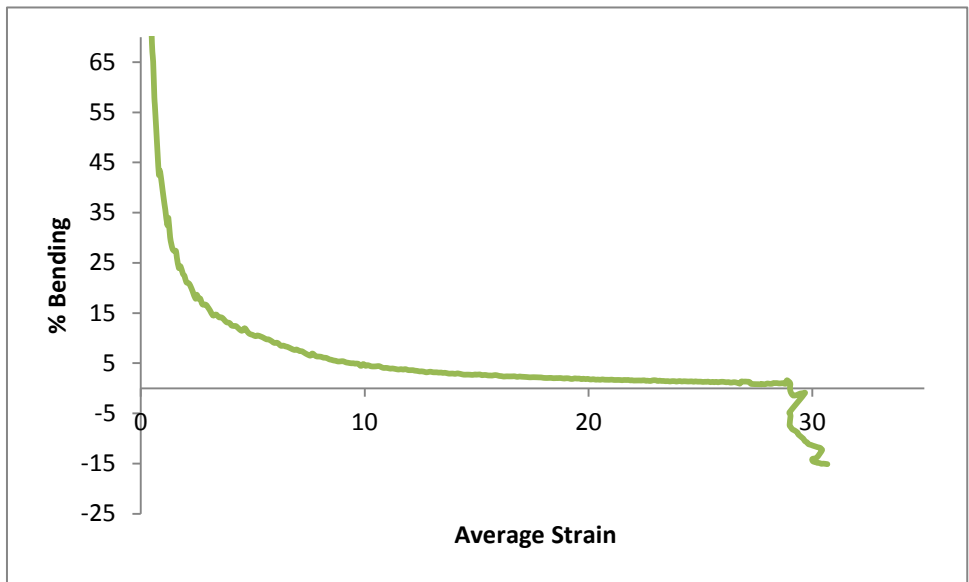


Grafico C34 – Bending-Deformazione media del campione C7

Material C	% Bending	
	Midpoint	Failure
C1_LL	1,7	-2,7
C2_LL	3,3	9,1
C3_LL	4,4	-12,3
C4_LL	18,6	4,0
C5_LL	7,9	5,0
C6_LTL	10,1	-20,9
C7_LTL	7,9	-15,1

Tabella C3 – Midpoint % Bending e Failure % Bending dei campioni serie C

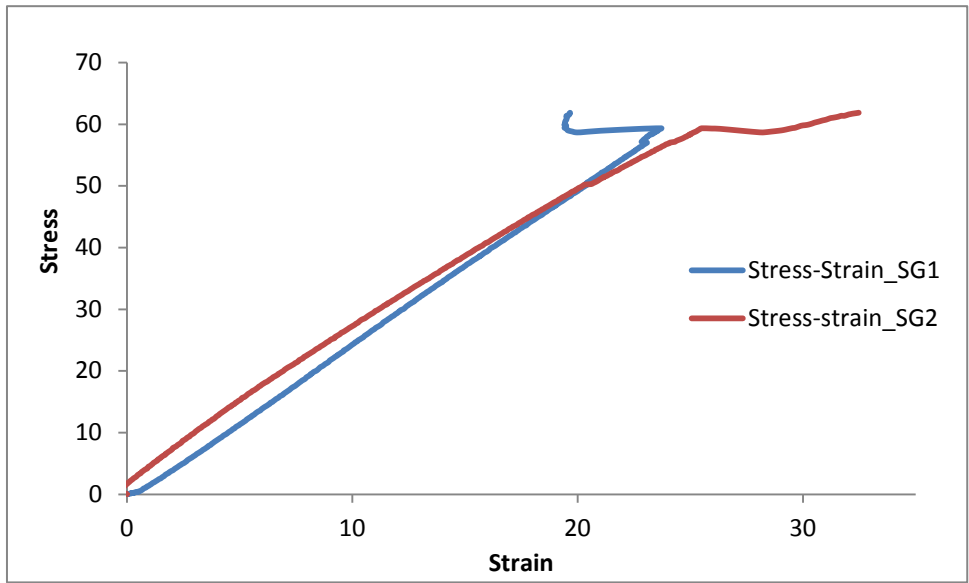


Grafico C35 – Tensione-Deformazione del campione D1

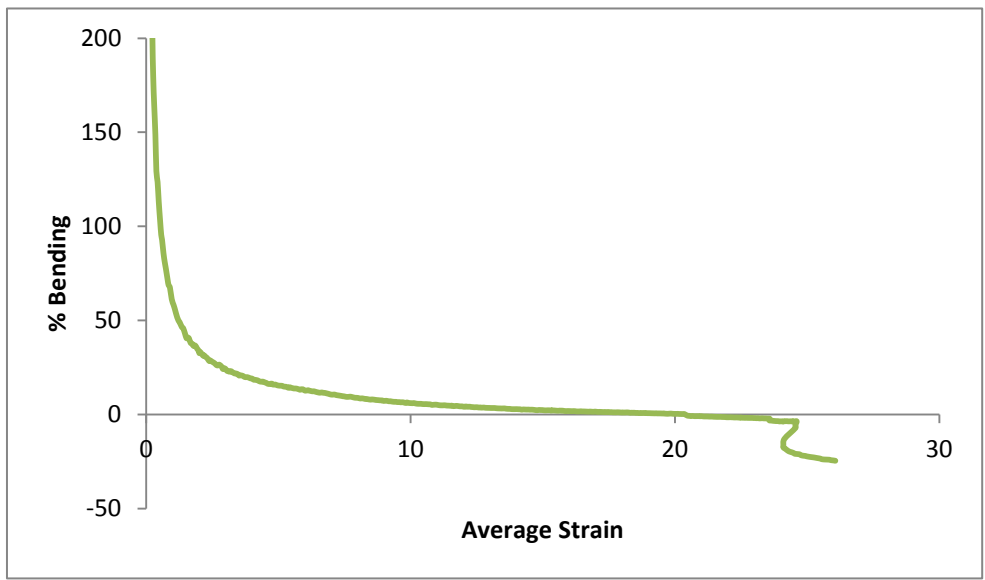


Grafico C36 – Bending-Deformazione media del campione D1

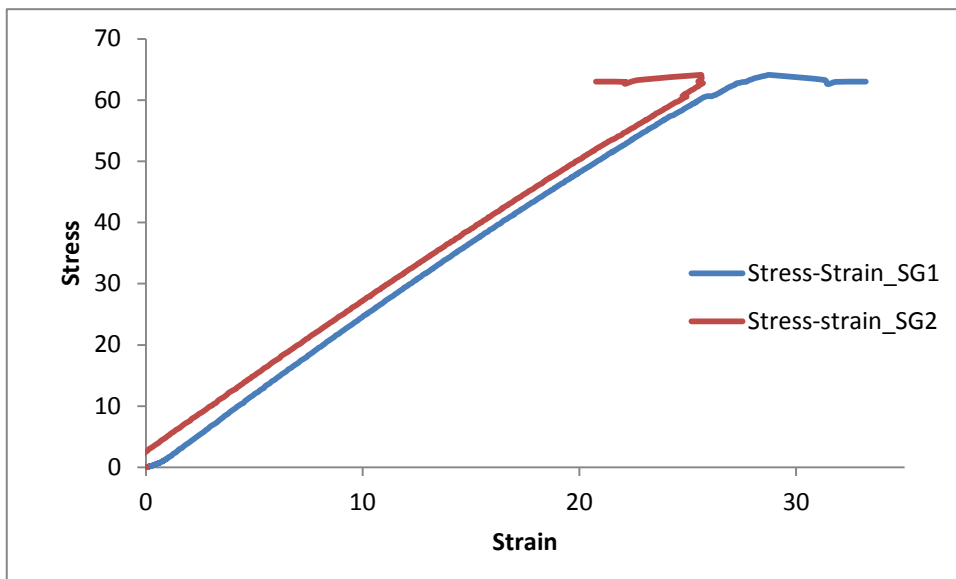


Grafico C37 – Tensione-Deformazione del campione D2

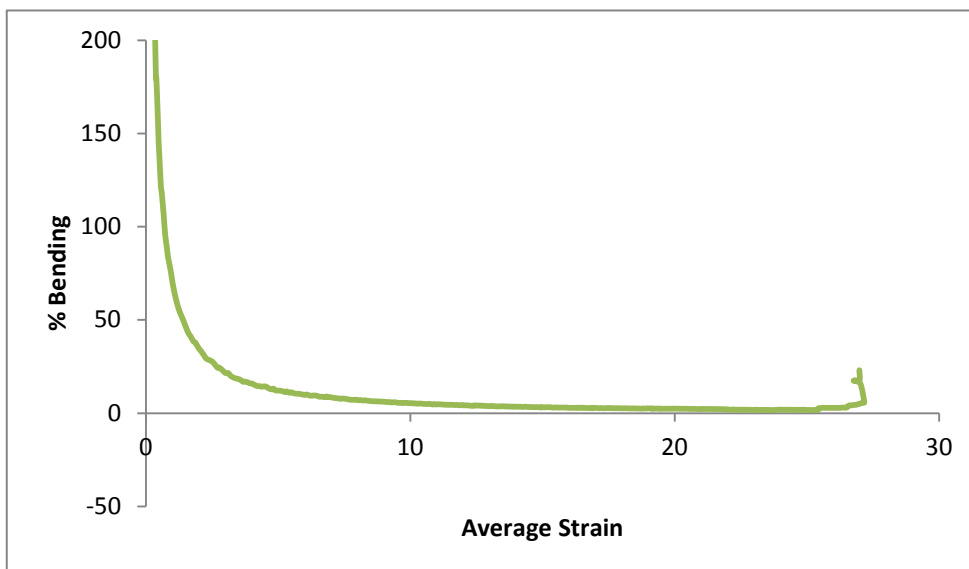


Grafico C38 – Bending-Deformazione media del campione D2

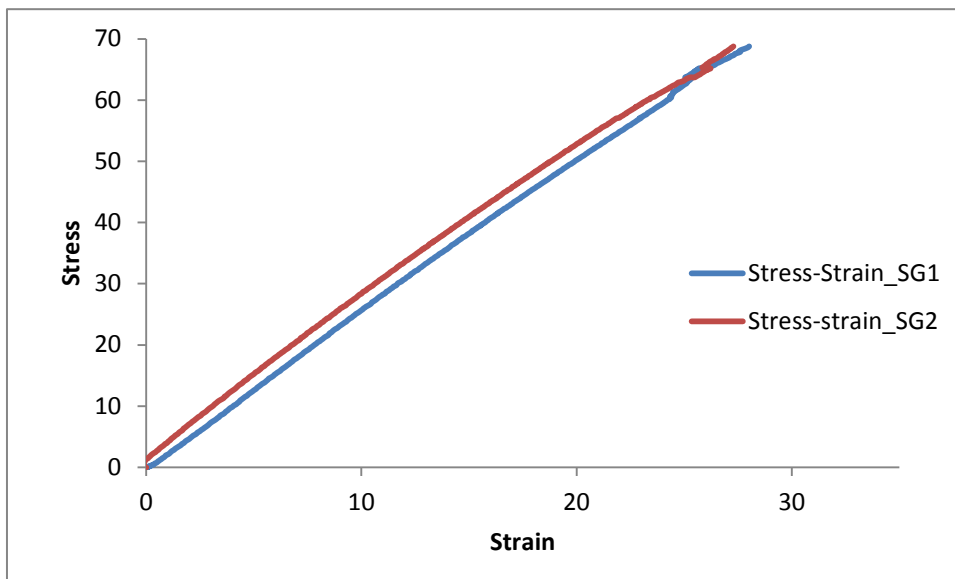


Grafico C39 – Tensione-Deformazione del campione D3

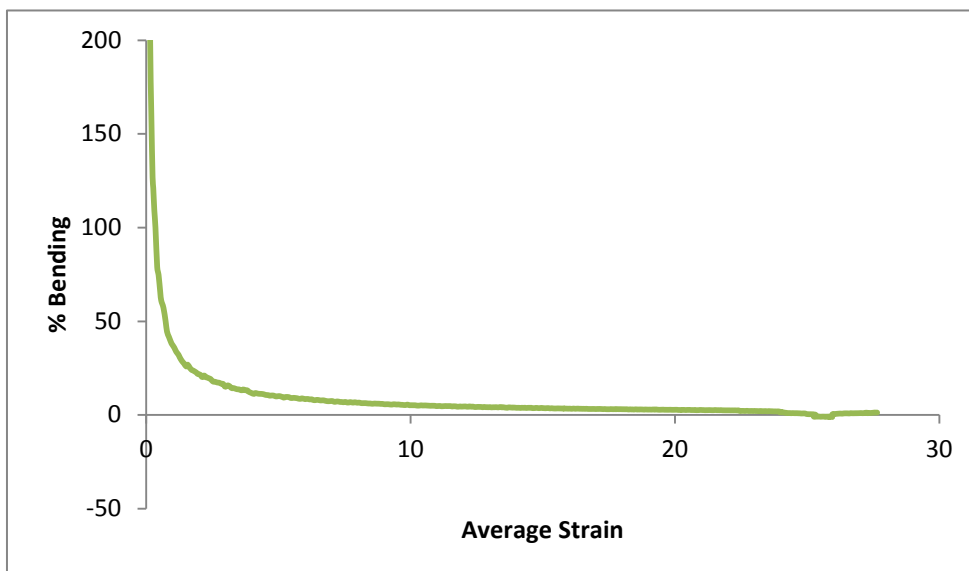


Grafico C40 – Bending-Deformazione media del campione D3

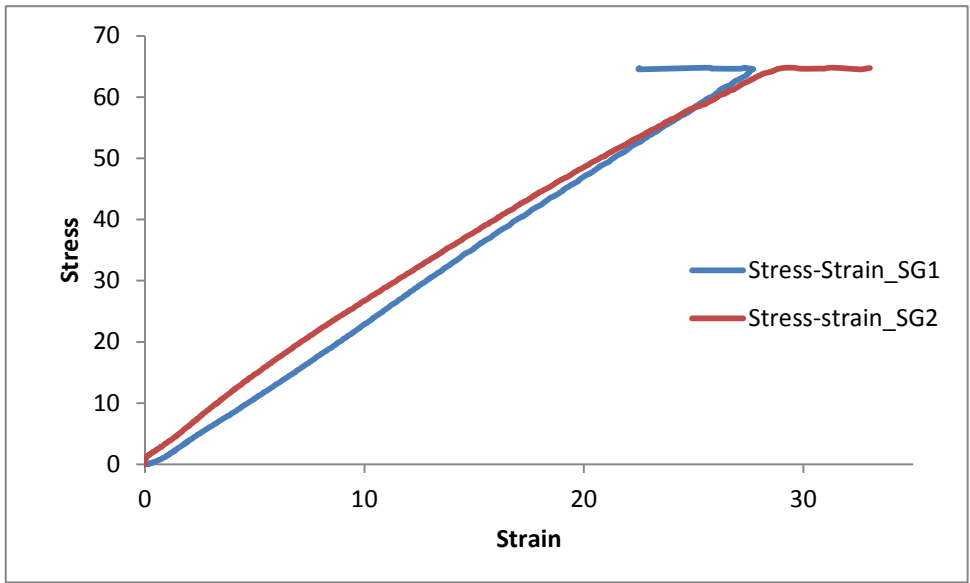


Grafico C41 – Tensione-Deformazione del campione D4

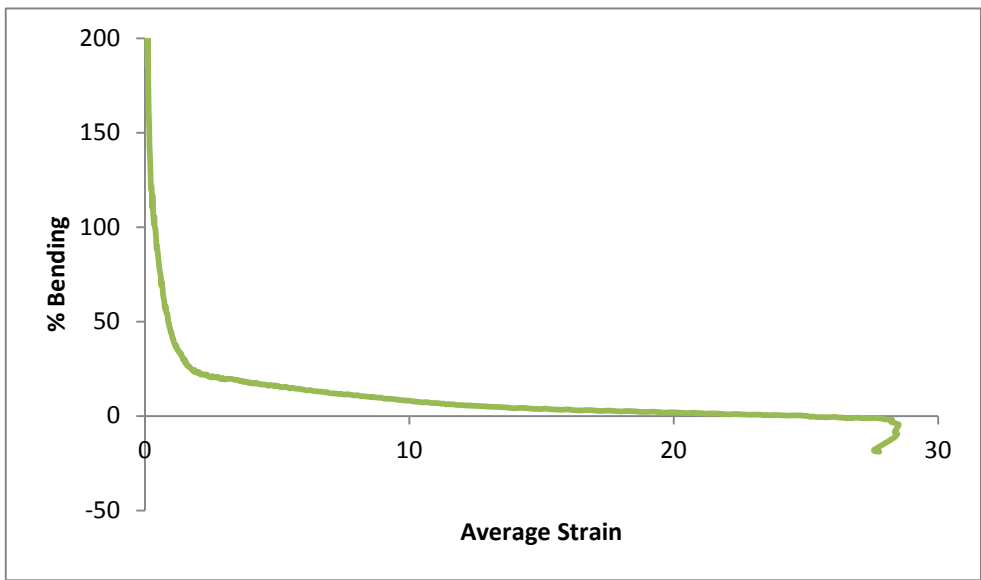


Grafico C42 – Bending-Deformazione media del campione D4

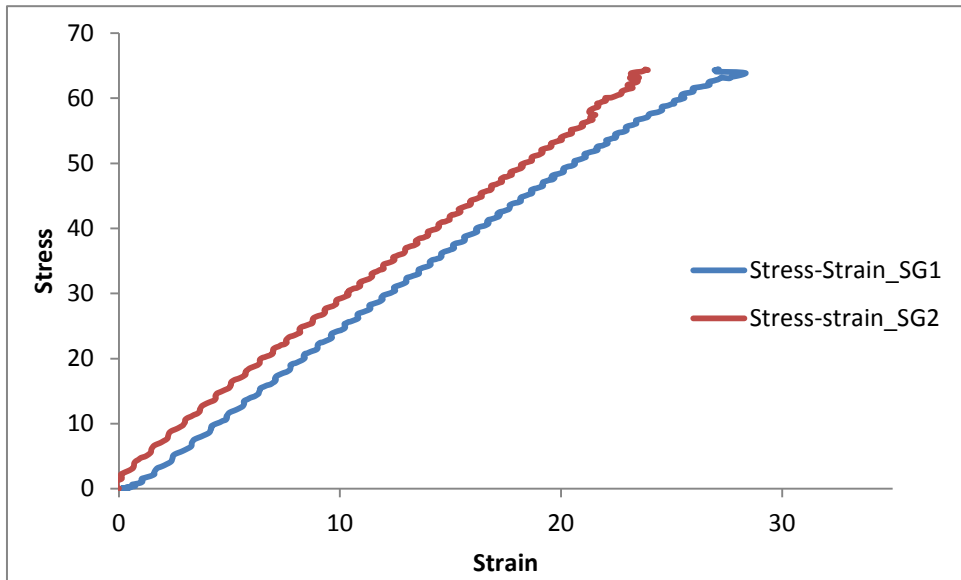


Grafico C43 – Tensione-Deformazione del campione D5

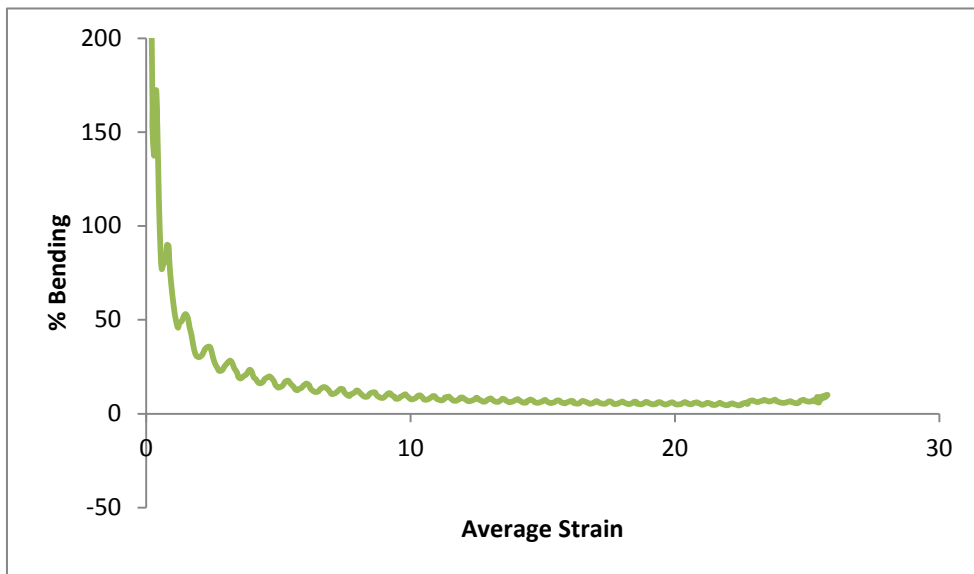


Grafico C44 – Bending-Deformazione media del campione D5

Material D	% Bending	
	Midpoint	Failure
D1_LTL	15,3	-24,6
D2_LTL	8,7	23,1
D3_LTL	7,9	1,3
D4_LL	16,3	-18,9
D5_LL	13,1	5,9

Tabella C4 – Midpoint % Bending e Failure % Bending dei campioni serie D

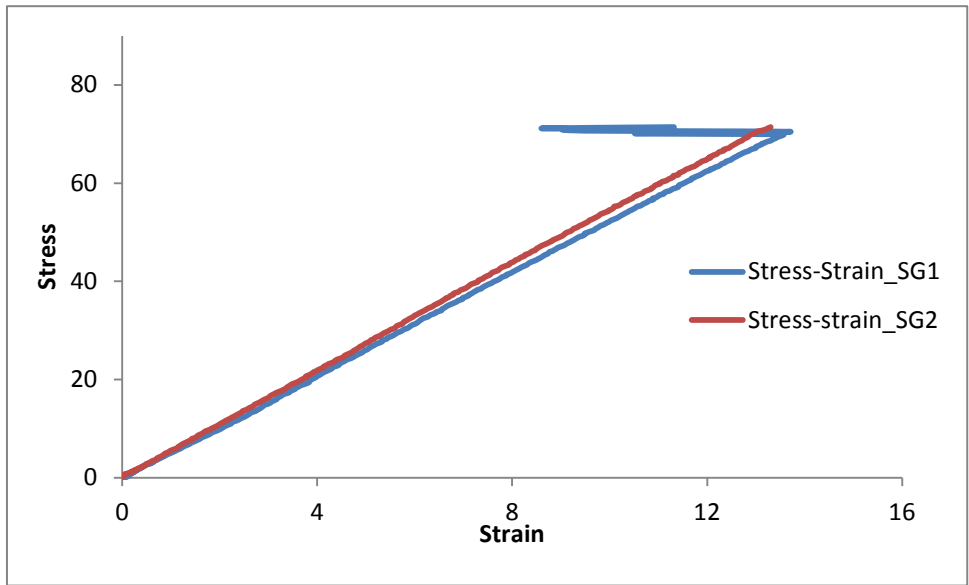


Grafico C45 – Tensione-Deformazione del campione E1

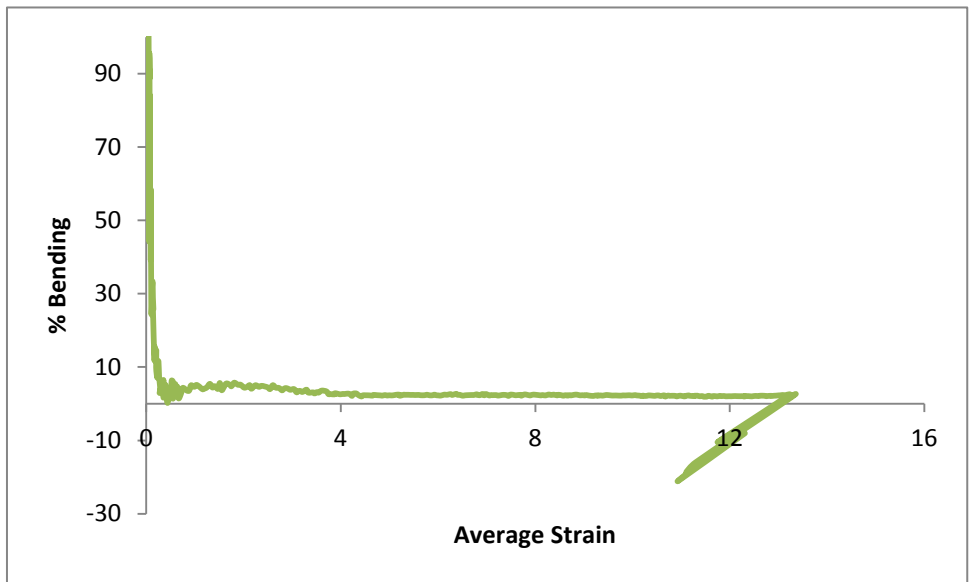


Grafico C46 – Bending-Deformazione media del campione E1

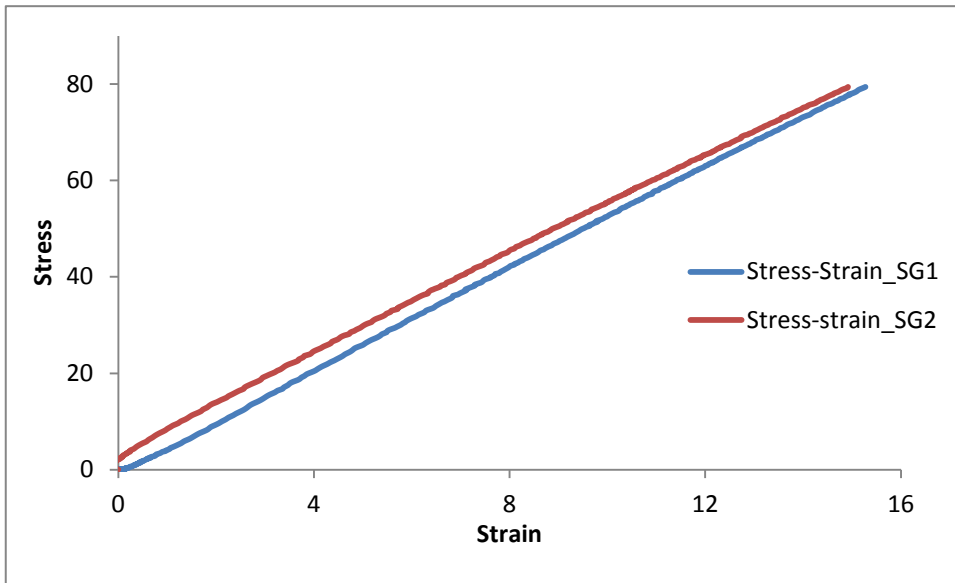


Grafico C47 – Tensione-Deformazione del campione E2

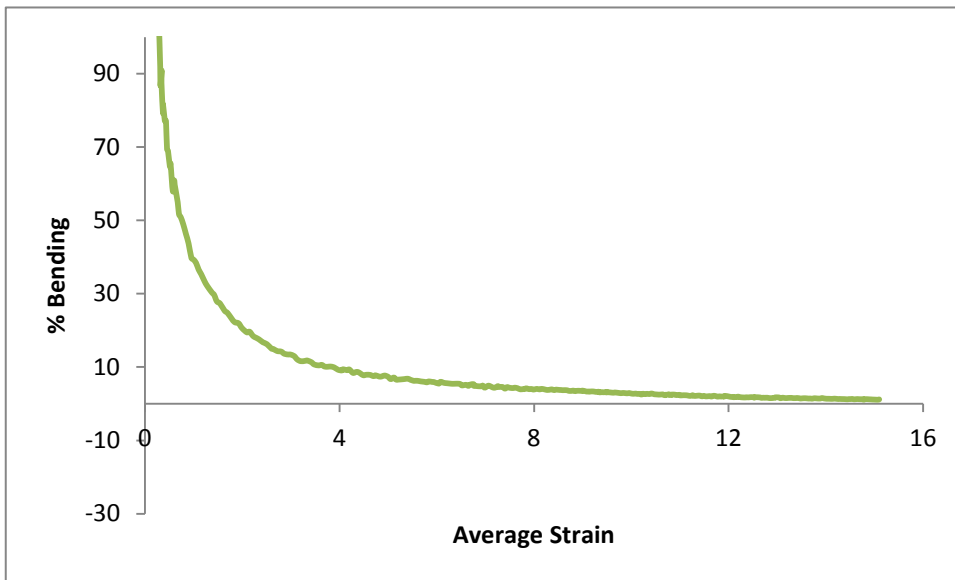


Grafico C48 – Bending-Deformazione media del campione E2

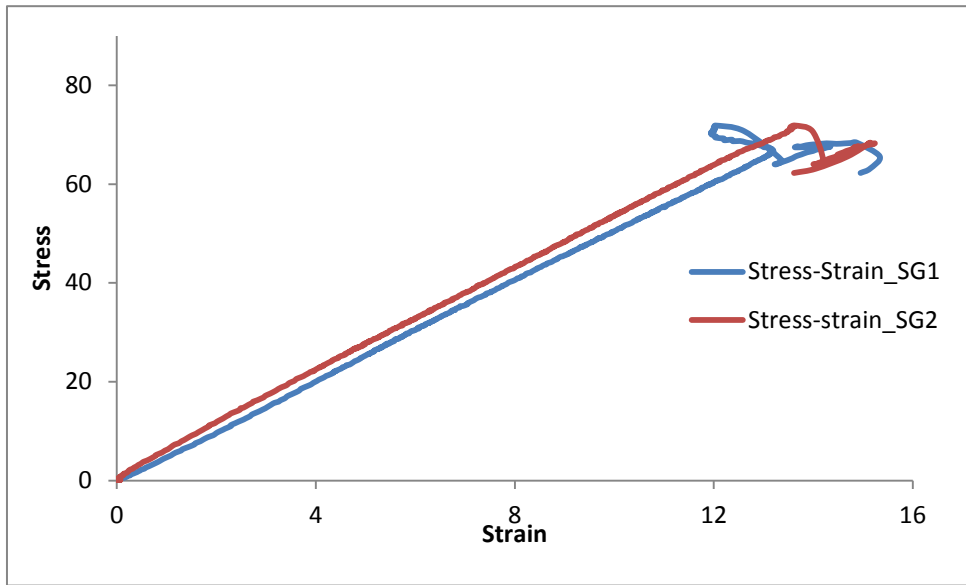


Grafico C49 – Tensione-Deformazione del campione E3

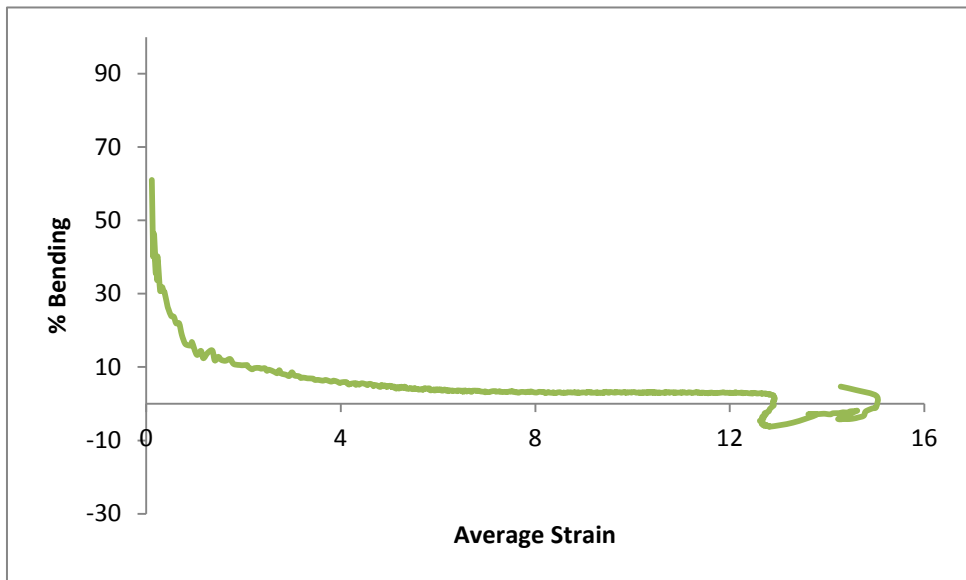


Grafico C50 – Bending-Deformazione media del campione E3

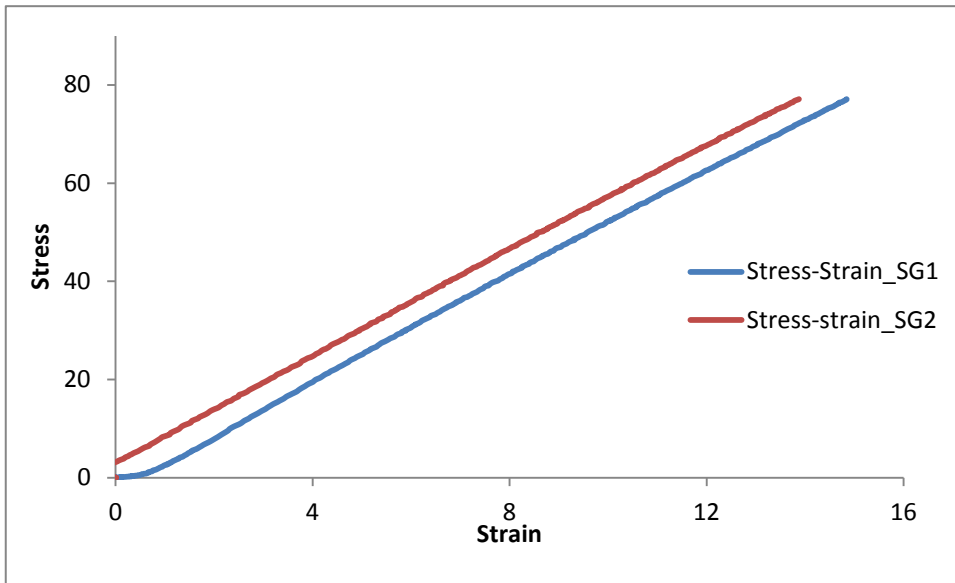


Grafico C51 – Tensione-Deformazione del campione E4

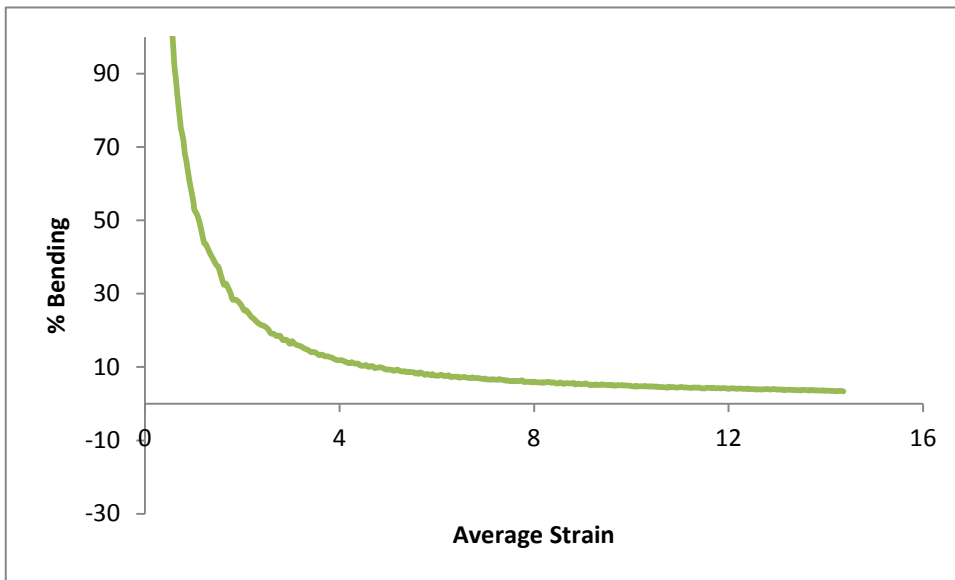


Grafico C52 – Bending-Deformazione media del campione E4

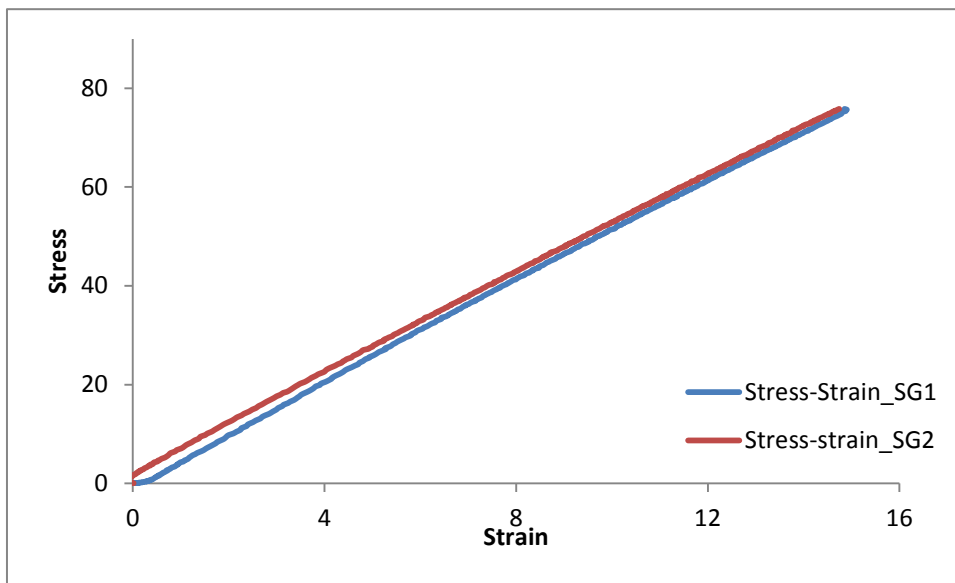


Grafico C53 – Tensione-Deformazione del campione E5

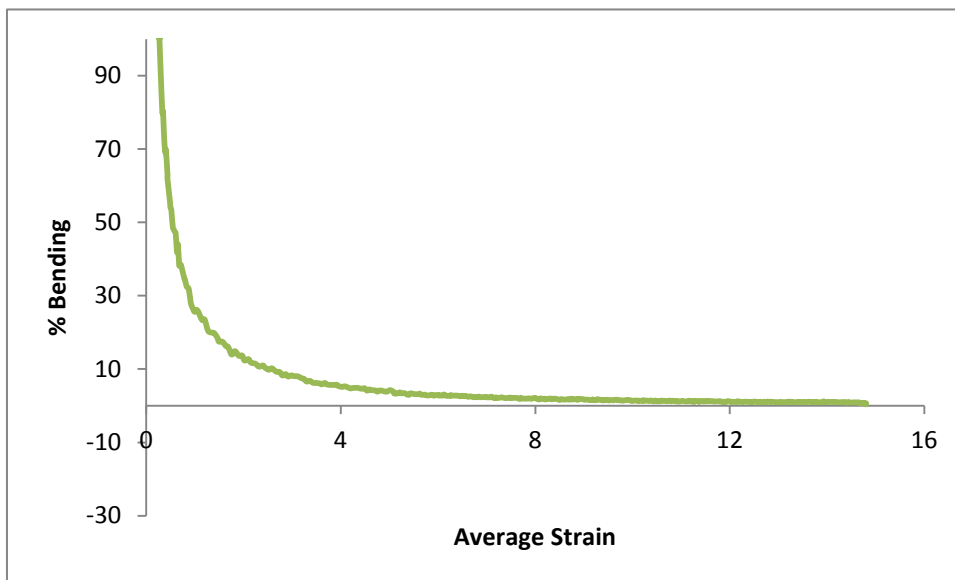


Grafico C54 – Bending-Deformazione media del campione E5

Material E	% Bending	
	Midpoint	Failure
E1_LTL	2,4	-8,1
E2_LTL	5,3	1,2
E3_LTL	3,6	4,7
E4_LL	7,0	3,4
E5_LL	2,7	0,4

Tabella C5 – Midpoint % Bending e Failure % Bending dei campioni serie E

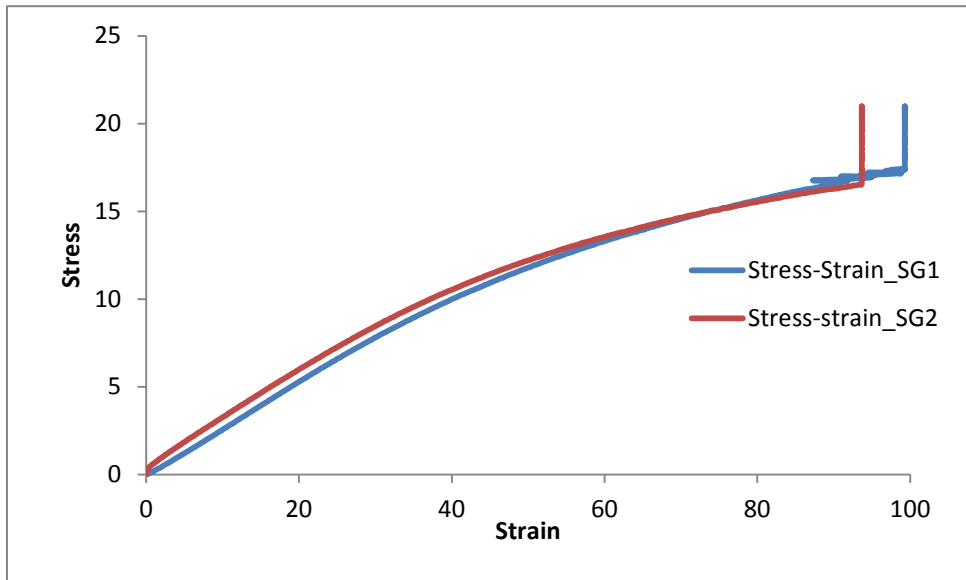


Grafico C55 – Tensione-Deformazione del campione F1

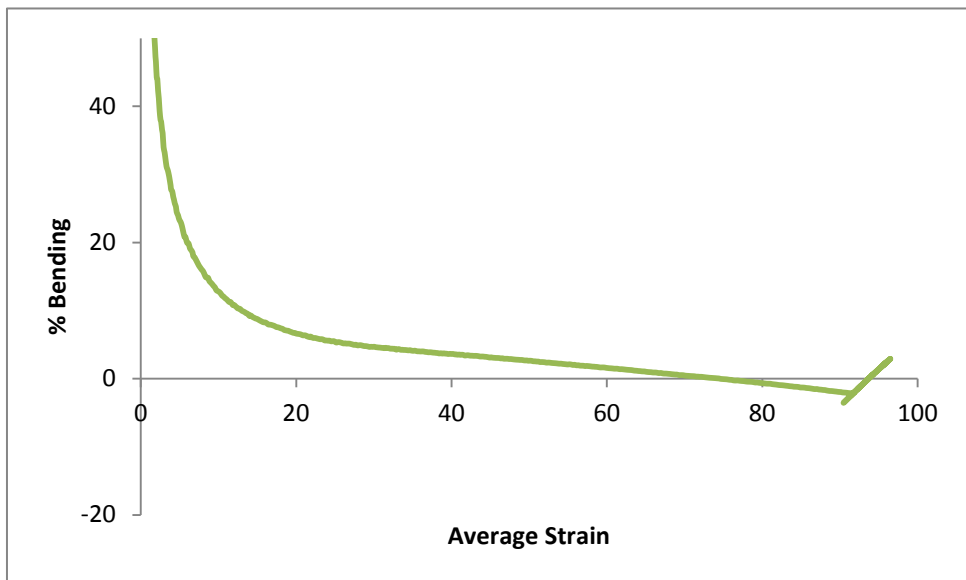


Grafico C56 – Bending-Deformazione media del campione F1

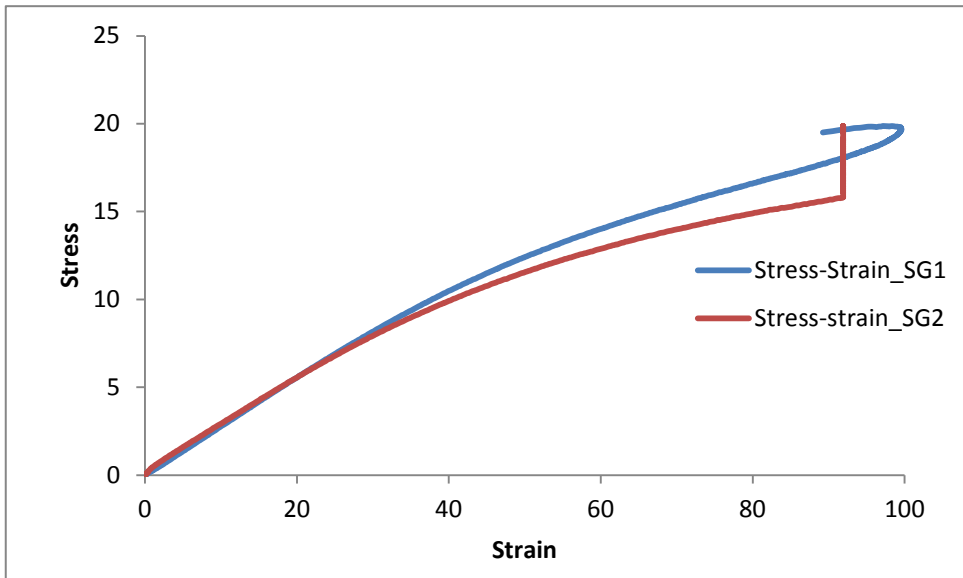


Grafico C57 – Tensione-Deformazione del campione F2

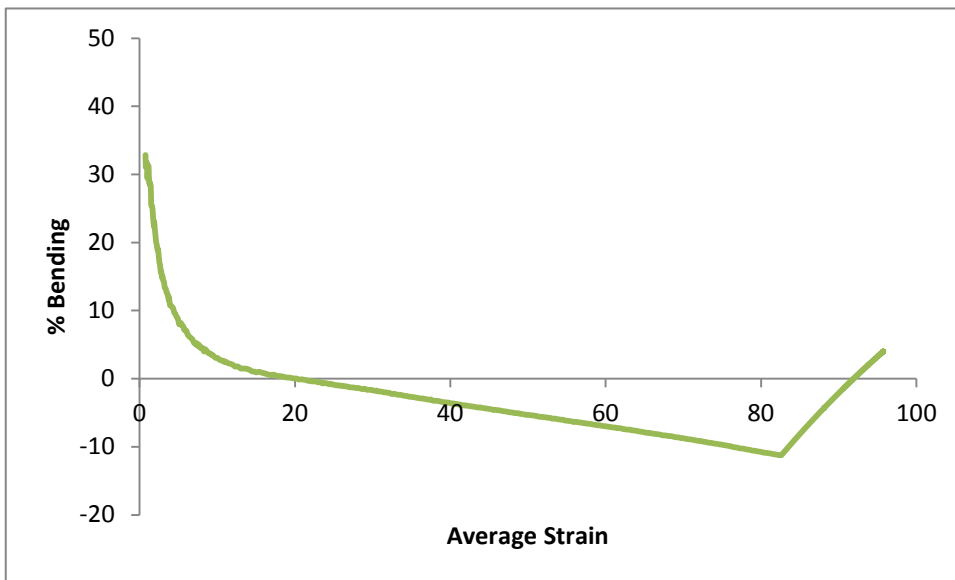


Grafico C58 – Bending-Deformazione media del campione F2

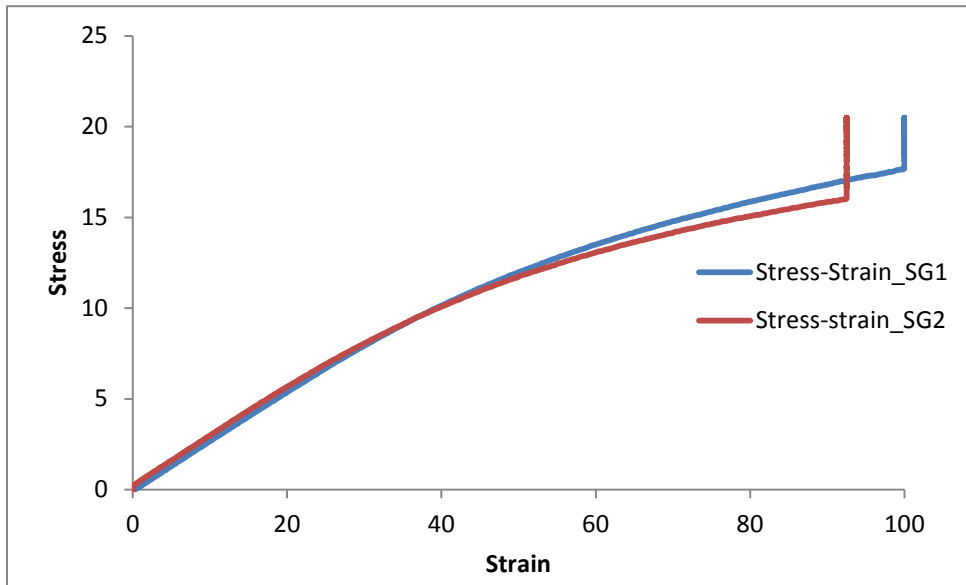


Grafico C59 – Tensione-Deformazione del campione F3

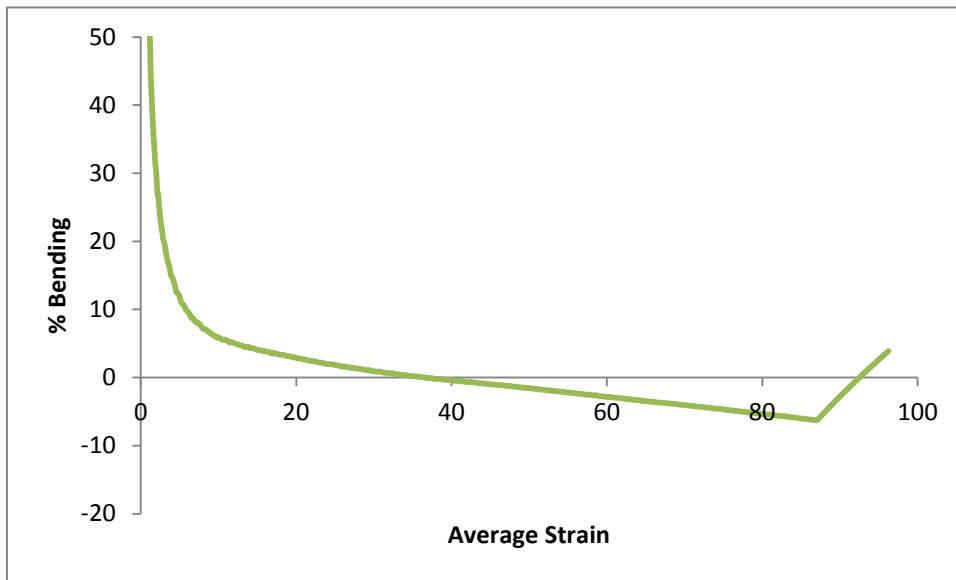


Grafico C60 – Bending-Deformazione media del campione F3

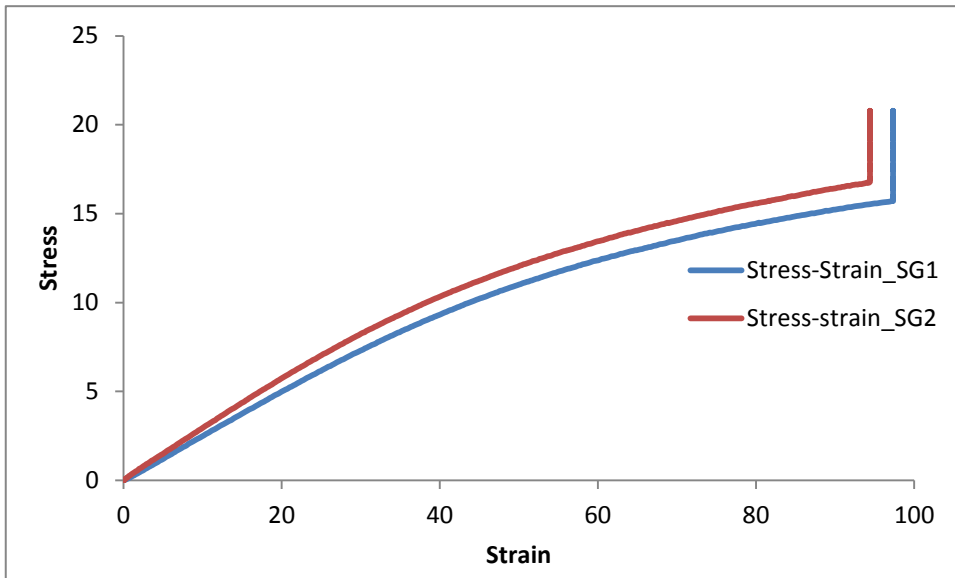


Grafico C61 – Tensione-Deformazione del campione F4

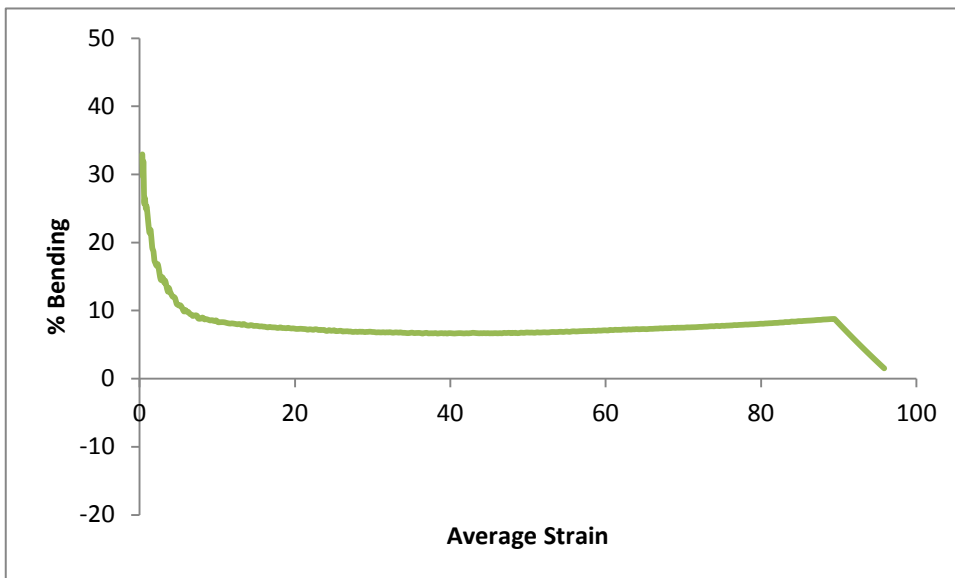


Grafico C62 – Bending-Deformazione media del campione F4

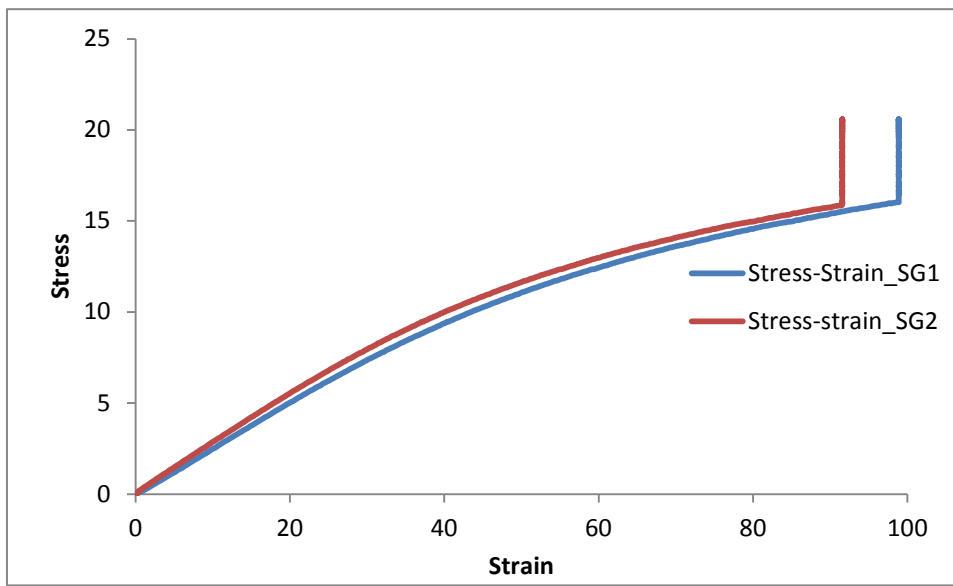


Grafico C63 – Tensione-Deformazione del campione F5

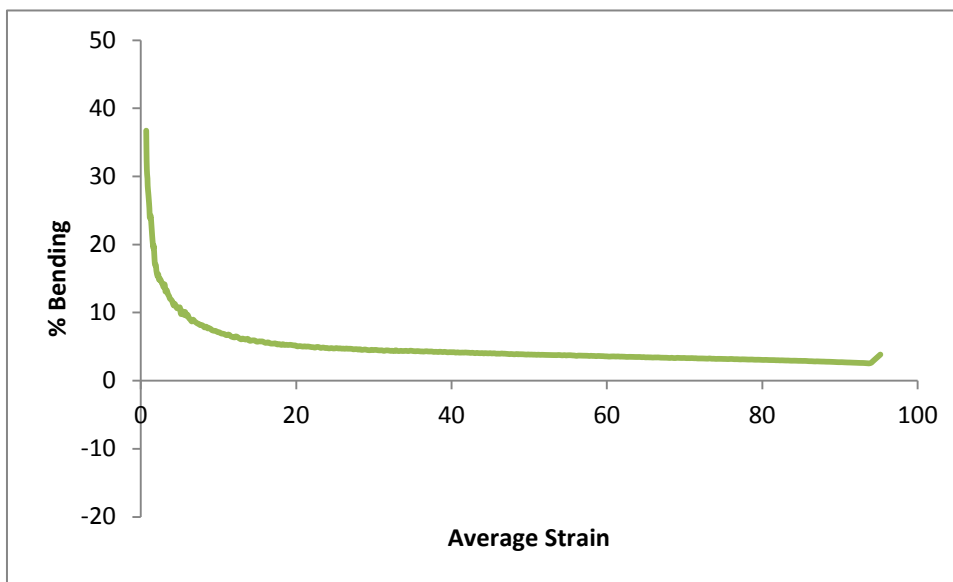


Grafico C64 – Bending-Deformazione media del campione F5

Material F	% Bending	
	Midpoint	Failure
F1_LTL	18,0	-
F2_LTL	5,7	-
F3_LTL	8,4	-
F4_LL	9,4	-
F5_LL	9,0	-

Tabella C6 – Midpoint % Bending e Failure % Bending dei campioni serie F

Appendice D **Fotografie al microscopio dei campioni post-rottura**

Tutte le fotografie in questa appendice sono state realizzate utilizzando un microscopio ottico WILD HEERBRUGG.

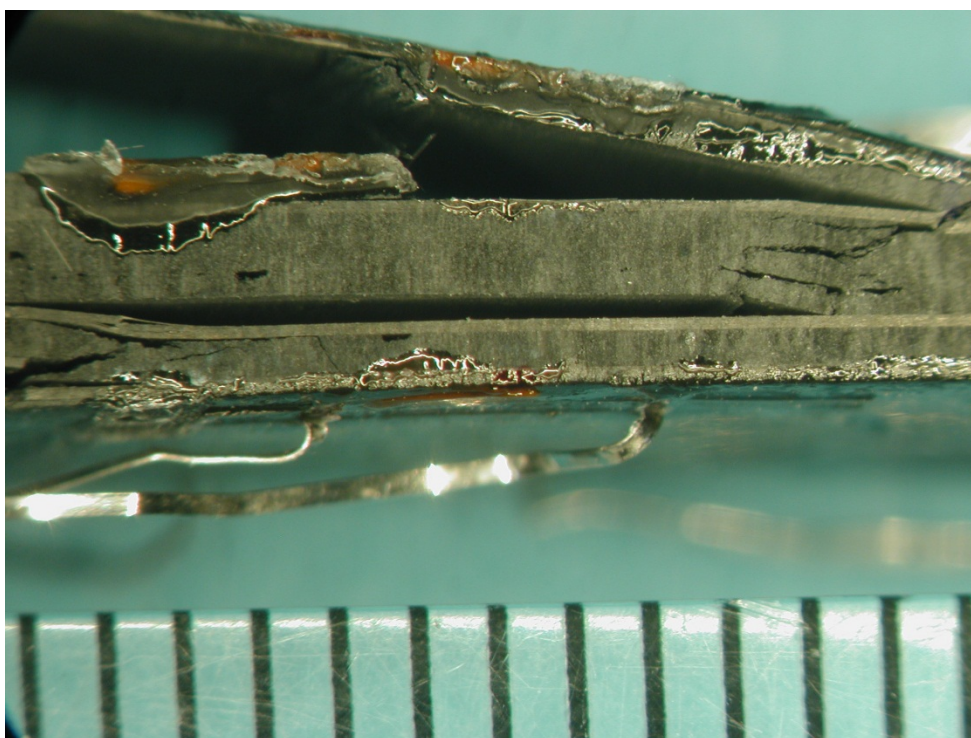


Figura D1 – Micrografia regione di gage campione A3

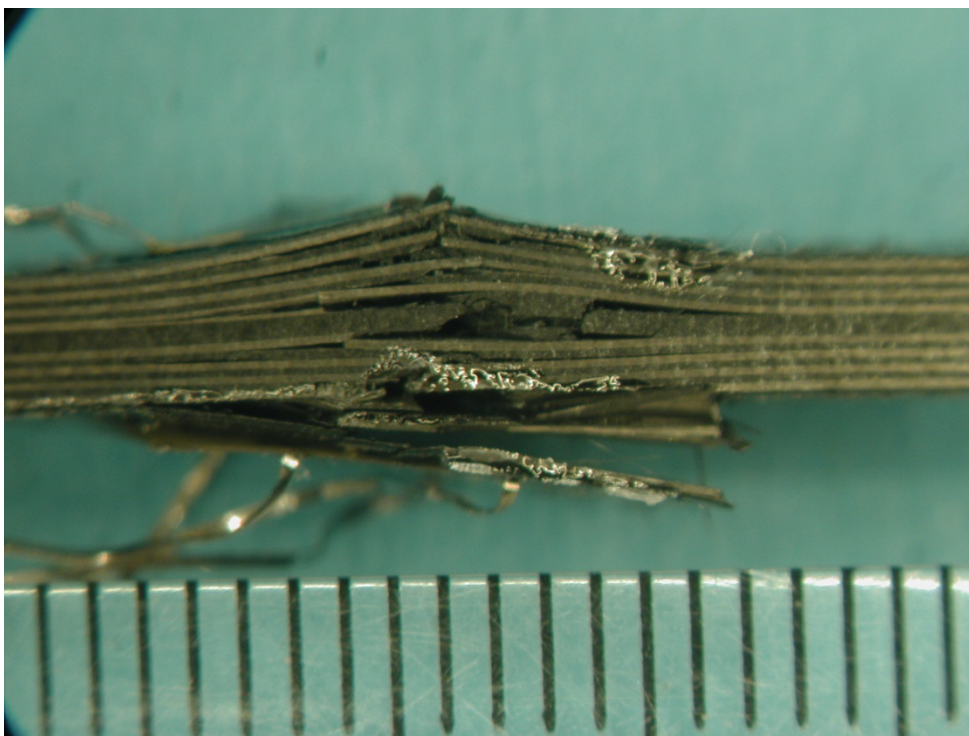


Figura D2 – Micrografia regione di gage campione B2 (lato 1)

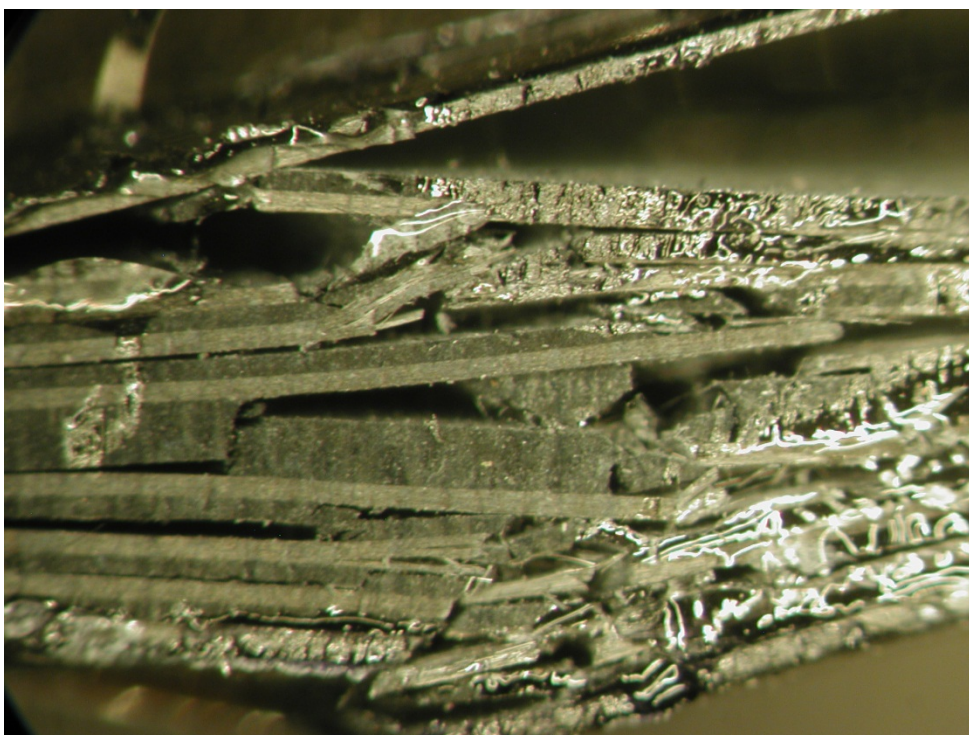


Figura D3 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione B2 (lato 2)

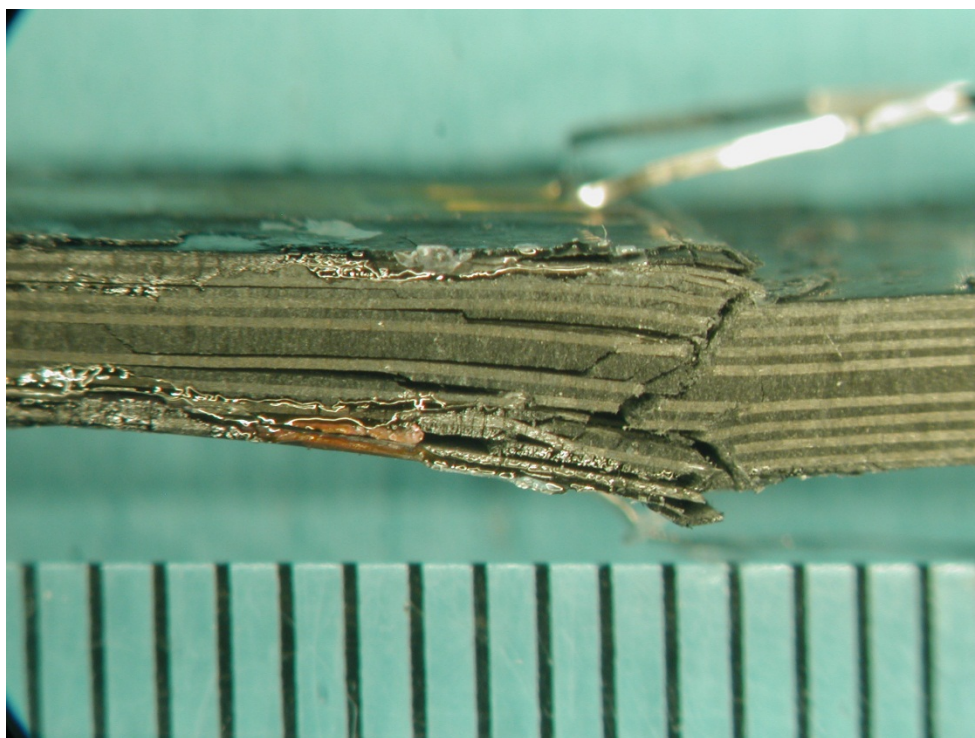


Figura D4 – Micrografia ragione di gage campione B4 (lato 1)

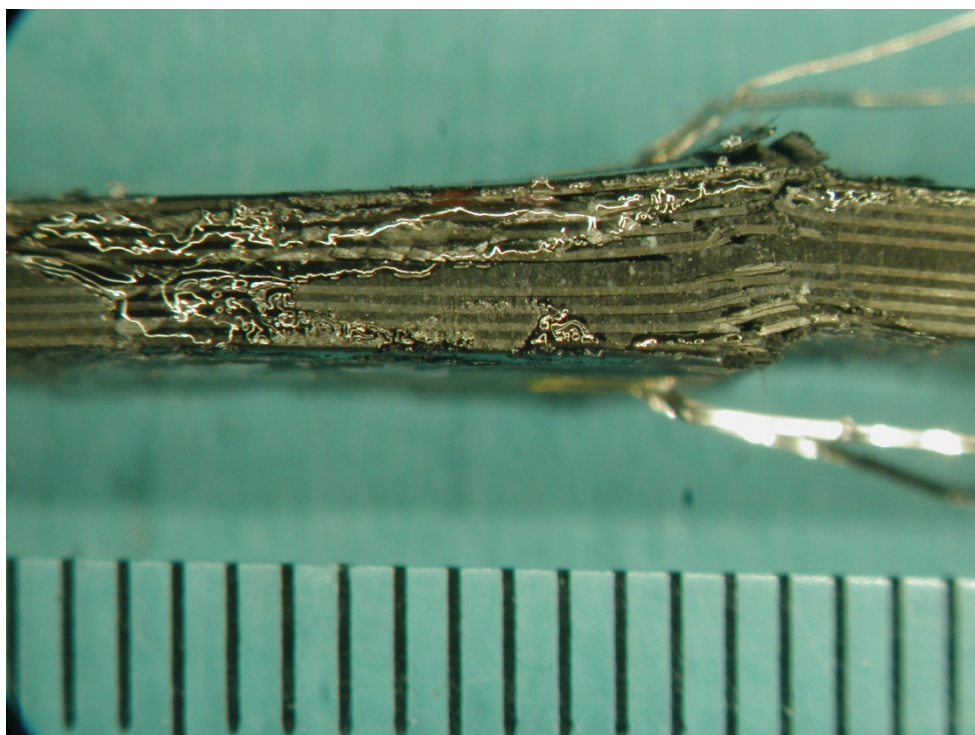


Figura D5 – Micrografia ragione di gage campione B4 (lato 2)

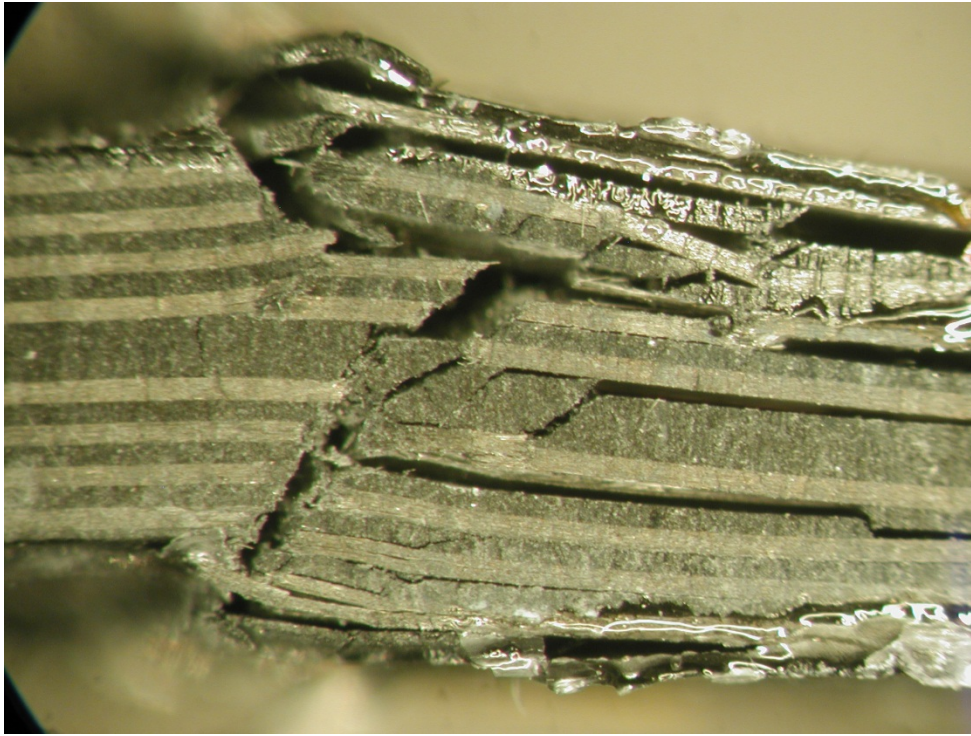


Figura D6 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione B4 (lato 1)

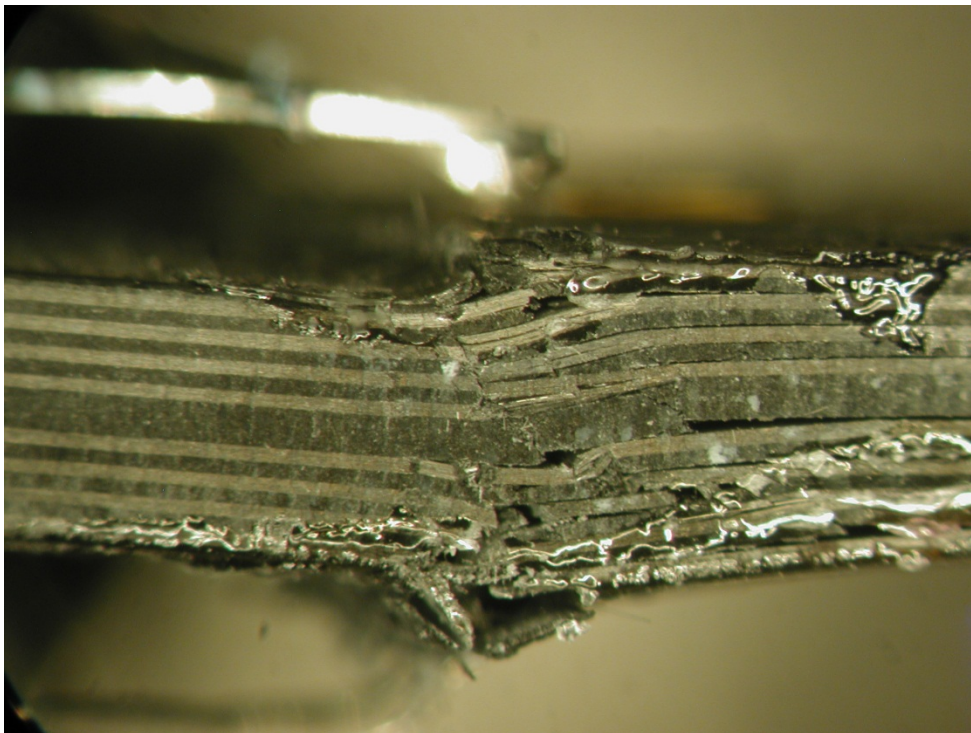


Figura D7 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione B4 (lato 2)

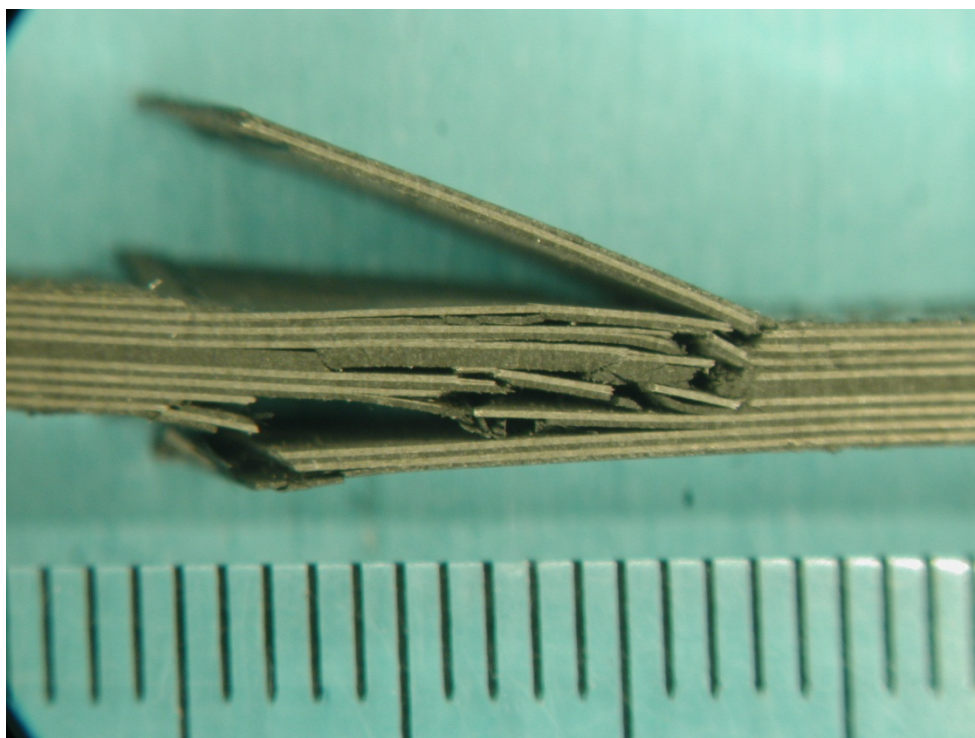


Figura D8 – Micrografia regione di gage campione B11 (lato 1)



Figura D9 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione B11 (lato 1)

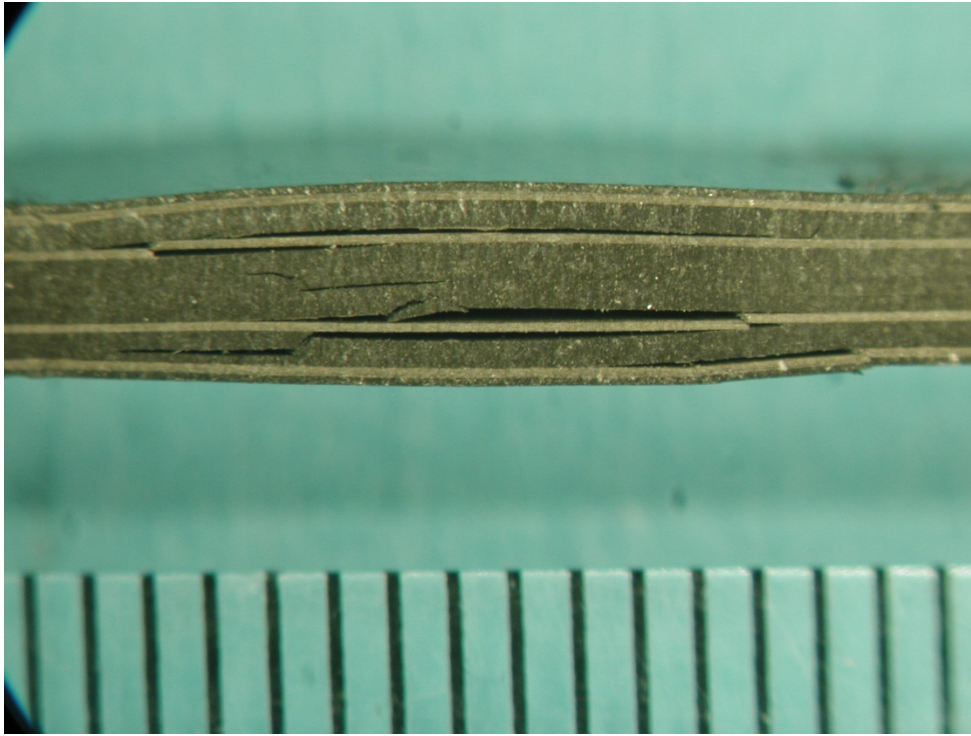


Figura D10 – Micrografia regione di gage campione C12 (lato 1)

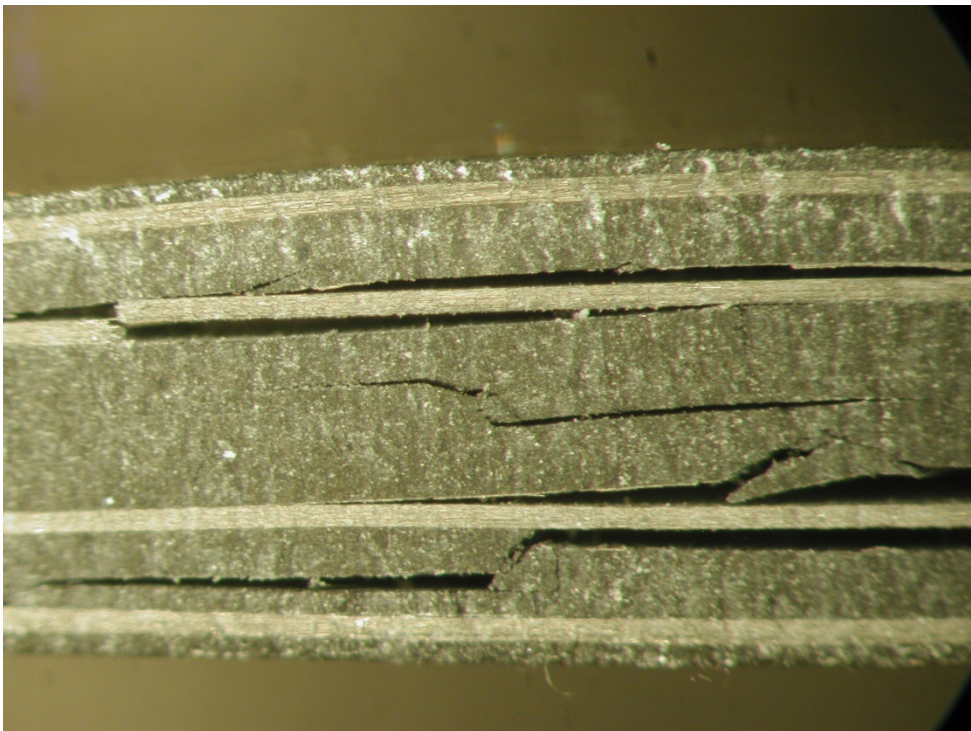


Figura D11 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione C12 (lato 1)

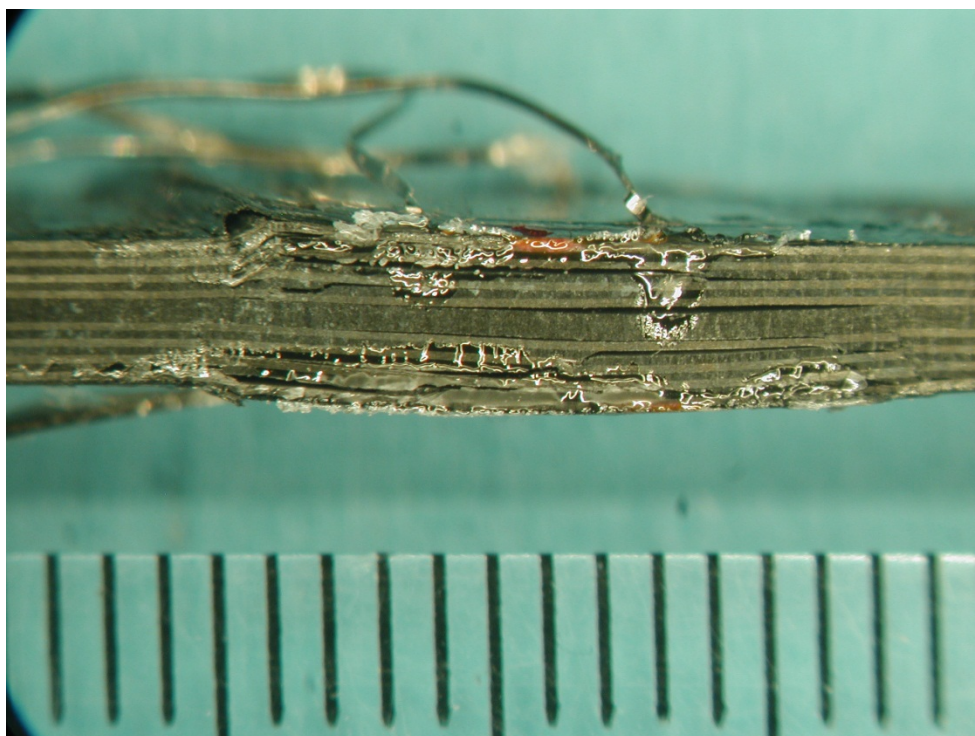


Figura D12 – Micrografia regione di gage campione D2 (lato 1) – unico campione andato in instabilità flessionale

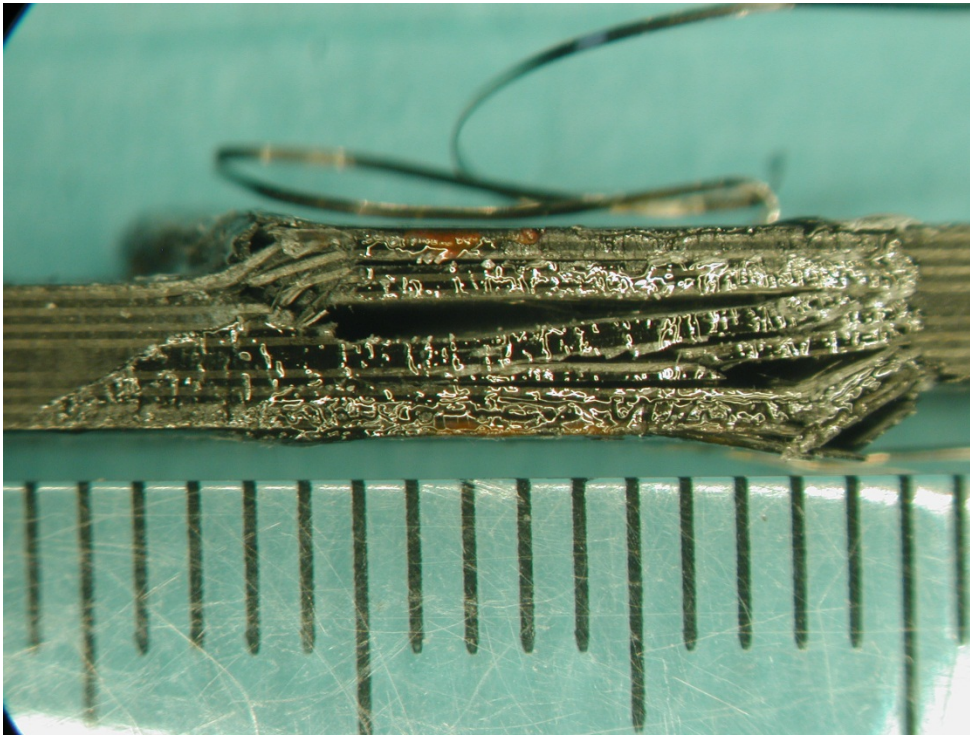


Figura D13 – Micrografia regione di gage campione D5 (lato 1)

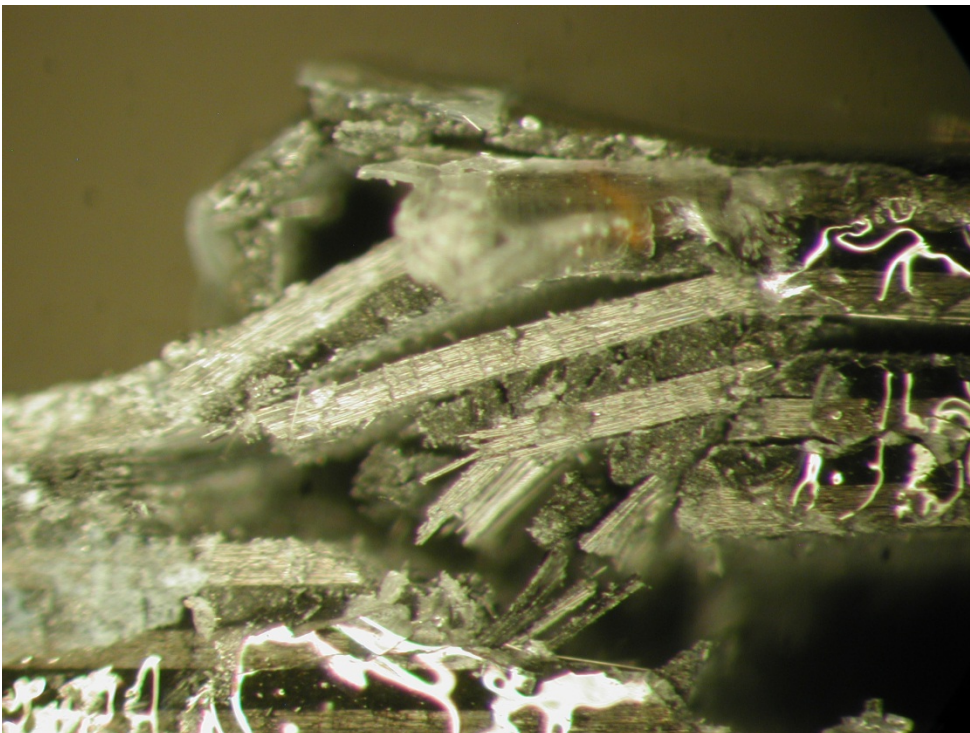


Figura D14 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione D5 (lato 1)

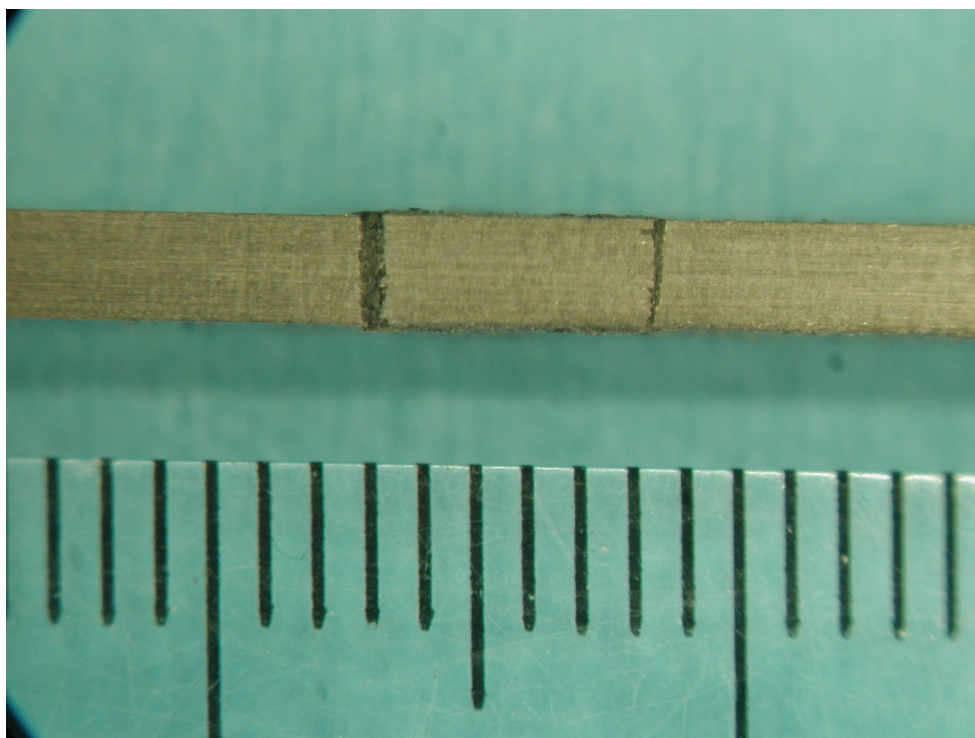


Figura D15 – Micrografia regione di gage campione E13 (lato 1)

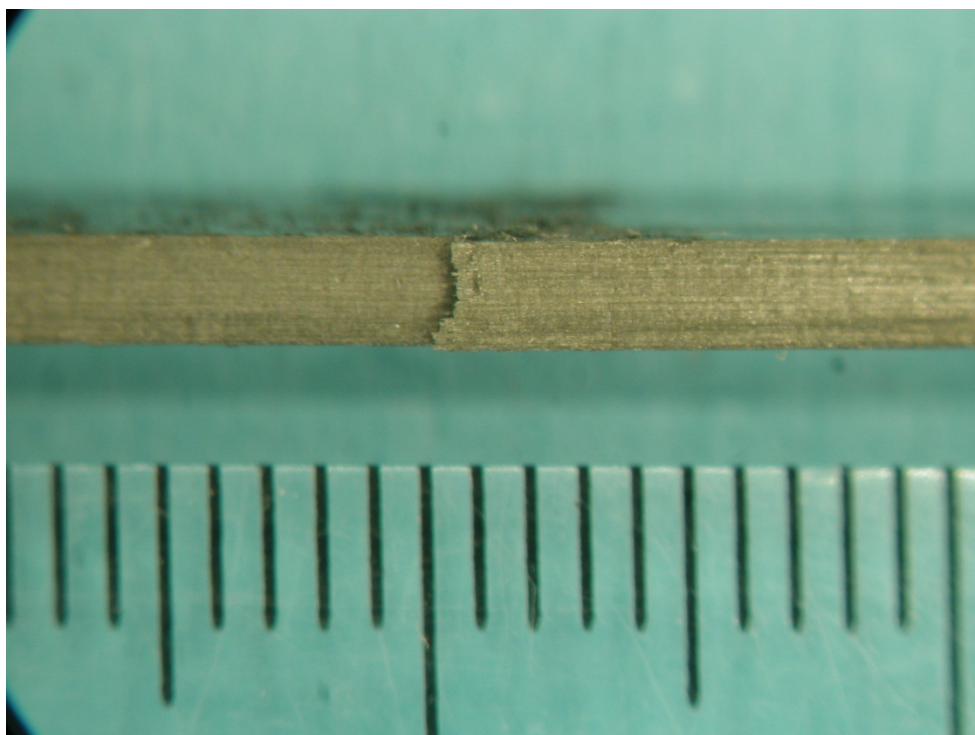


Figura D16 – Micrografia regione di gage campione E13 (lato 2)

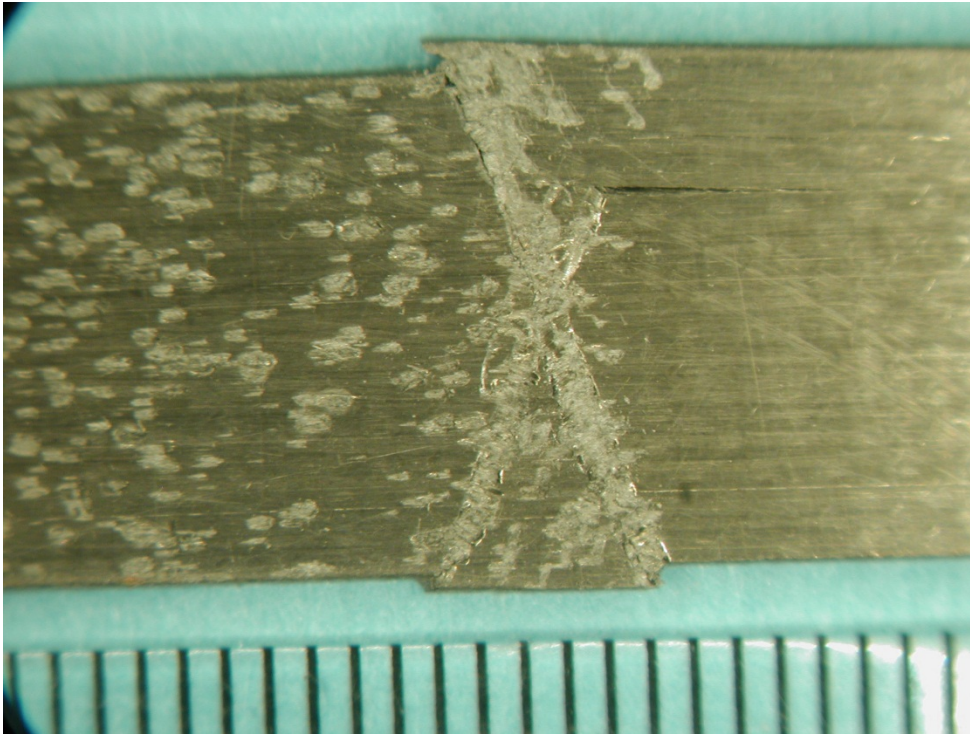


Figura D17 – Micrografia regione di gage campione E13 (frontale)

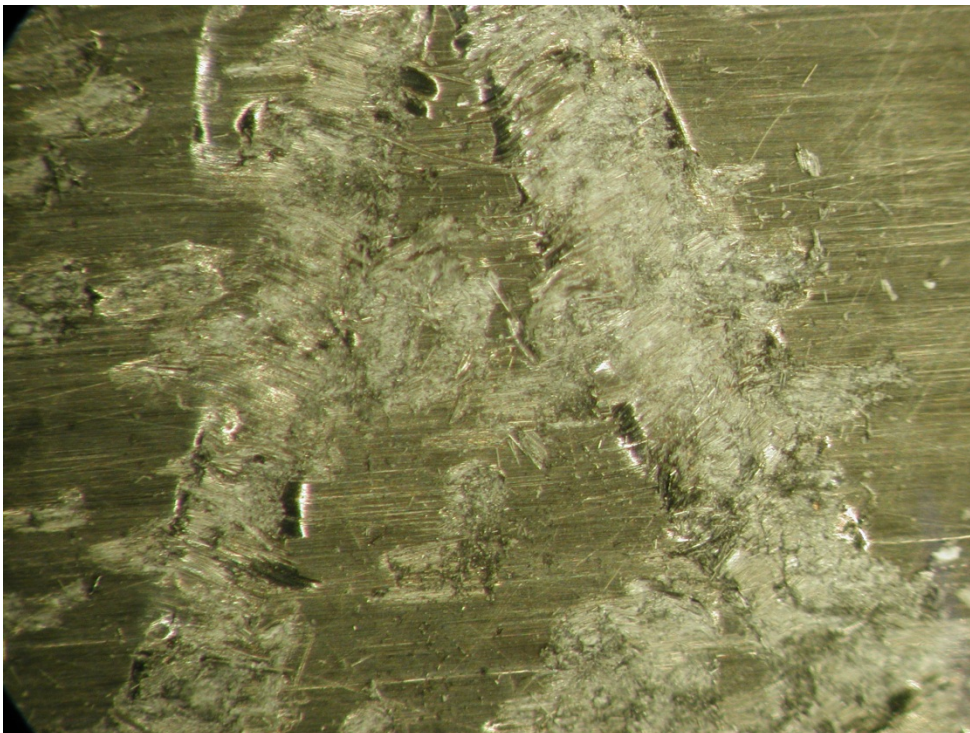


Figura D18 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione E13 (frontale)

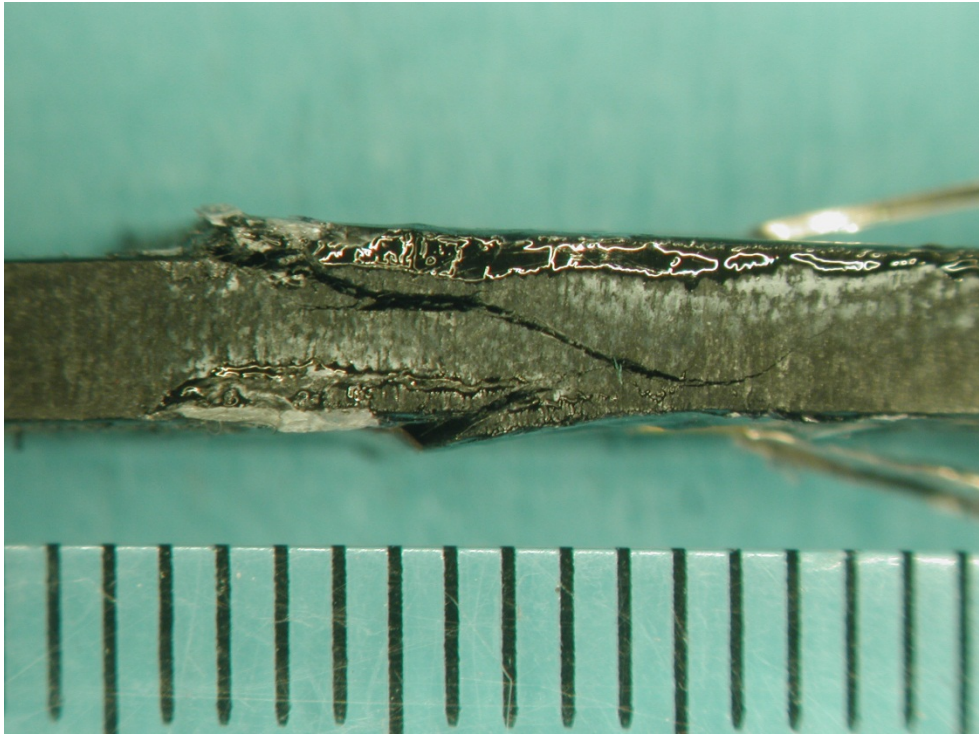


Figura D19 – Micrografia regione di gage campione F4 (lato 1)

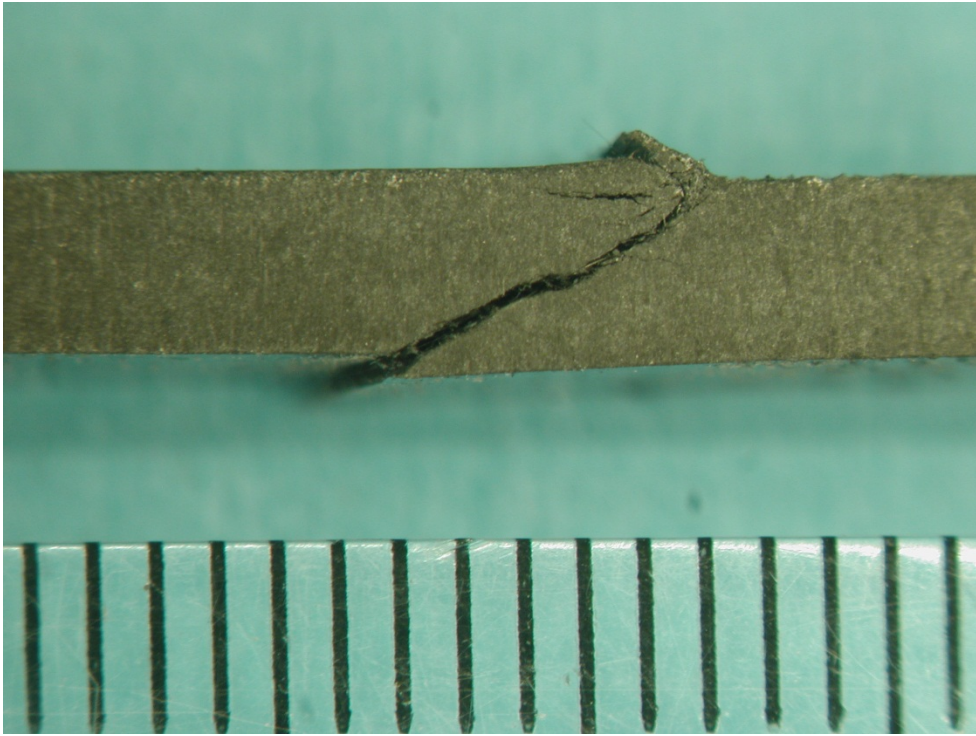


Figura D20 – Micrografia regione di gage campione F11 (lato 1)

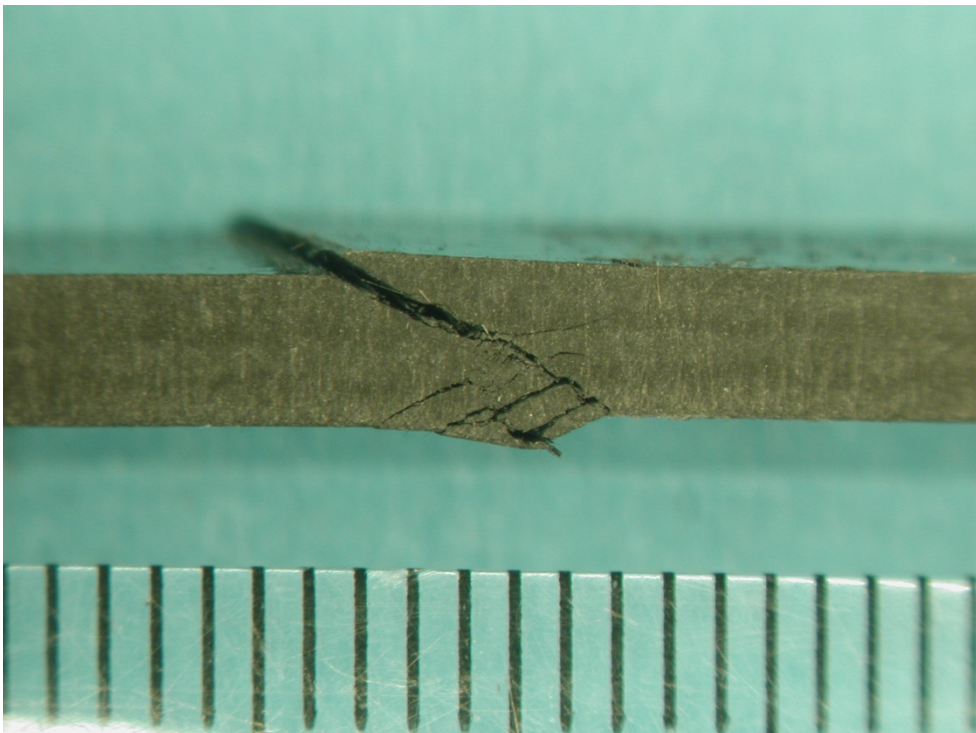


Figura D21 – Micrografia regione di gage campione F11 (lato 2)

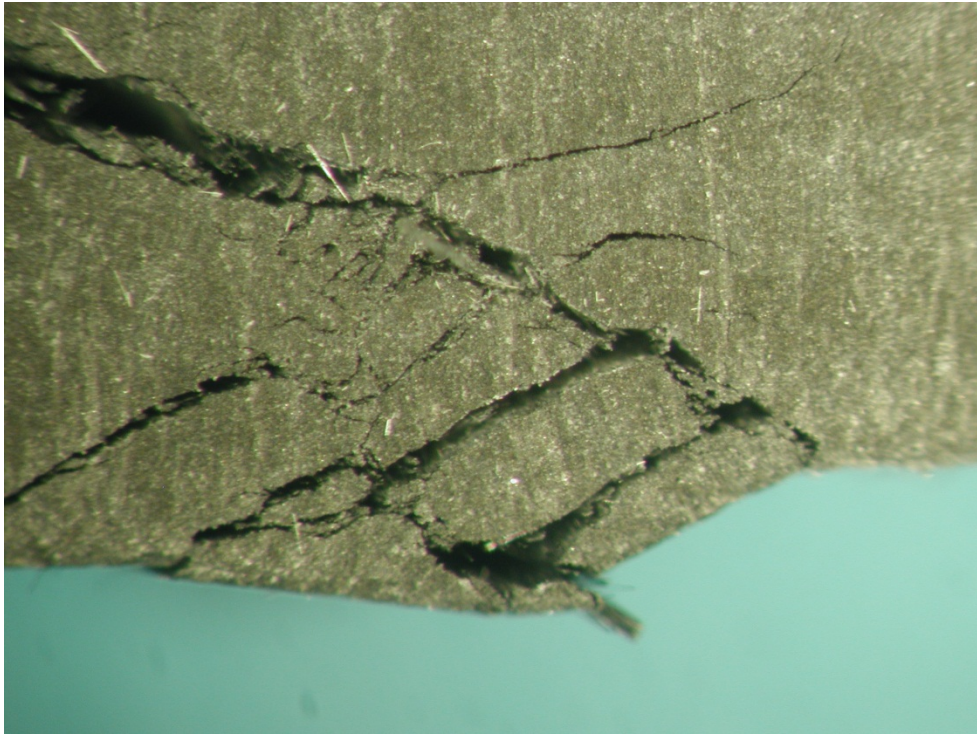


Figura D22 – Micrografia più dettagliata regione di gage campione F11 (lato 2)

Bibliografia

- [1] P. M. Wegner and D. F. Adams – *Verification of the Combined Load Compression (CLC) Test Method, DOT/FAA/AR-00/26, August 2000*
- [2] S. Chatterjee, D. Adams and D. W. Oplinger – *Test Methods for Composites a Status Report, Volume II: Compression Test Methods, DOT/FAA/CT-93/17, June 1993*
- [3] C. P. R. Hoppel and S. J. De Teresa – *Effect of Angle-Ply Orientation on Composites Laminates, March 1999*
- [4] ASTM International – *Standard Guide for Preparation of Flat Composite Panels with Processing Guidelines for Specimen Preparation, ASTM D 5687 / D 5687 M – 95 (Reapproved 2007)*
- [5] ASTM International – *Standard Test Method for Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composites Laminates Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture, ASTM D 6641 / D 6641 M – 09*
- [6] D. F. Adams, L. A. Carlsson and R. Byron Pipes – *Experimental Characterization of Advanced Composite Materials, 2003*
- [7] D. Gay, S. V. Hoa, S. W. Tsai – *Composites Materials: Design and Application, 2002*
- [8] B. Harris - *Engineering Composite Materials, The Institute of Materials, London, 1999*
- [9] J. M. Corum, R. L. Battiste, K. C. Liu, M. B. Ruggles – *Basic Properties of Reference Crossply Carbon-Fiber Composite, OAK Ridge National Laboratory, ORNL/ TM-2000/29*

- [10] Y. Ng, A. Kumnick – *Determination of Cross-Ply Laminate Stacking Sequence for the Compression Strength Testing of a Unidirectional Boron Epoxy Material, 2006 SAMPE Fall Technical Conference, Dallas, TX*
- [11] Specialty Materials, Inc. – *A Discussion of Cross-Ply Compression Test Results for Hy-Bor® Boron/Carbon/Epoxy Composite Material*
- [12] G. Sala, L. Di Landro, A. Airoidi, P. Bettini – *Tecnologie delle Costruzioni Aeronautiche, Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano*
- [13] MIL-HDBK-17-1F – *Composite Materials Handbook, Volume 1, Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials, 2002*
- [14] C. D. Warren – *Present and Future Automotive Composite Materials Research Efforts at DOE, OAK Ridge National Laboratory, 1999*
- [15] G. Savage – *Composite Materials Technology in Formula 1 Motor Racing, Honda Racing F1 Team, 2008*
- [16] D. F. Adams – *Testing Cross-ply vs. Unidirectional Composites, High Performance Composites, March 2006*
- [17] D. F. Adams – *Back-out Factors, High Performance Composites, May 2006*
- [18] D. F. Adams – *Current Compression Test Methods, High Performance Composites, May 2005*
- [19] L. J. Smith – *Backing-out Composite Lamina Strengths from Cross-ply Testing, The Boeing Company, 2000*
- [20] ENEA – *Procedura di Incollaggio e Collegamento Strain Gage*
- [21] ASTM International – *Standard Terminology for Composite Materials , ASTM D 3878 – 07*

- [22] ASTM International – *Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composites Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading, ASTM D 3410 / D 3410 M – 03*
- [23] ASTM International – *Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirectional Polymer Matrix Composites Materials Using a Sandwich Beam, ASTM D 5467 / D 5467 M – 97 (Reapproved 2010)*
- [24] ASTM International – *Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics, ASTM D 695 – 10*
- [25] ASTM International – *Standard Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing, ASTM E 6 – 09b*
- [26] Quaresimin, De Rossi– *Introduzione all'Estensimetria* , Rev. 0, *Dipartimento di Tecnica e Gestione dei Sistemi Industriali, Università di Padova*