

ALMA MATER STUDIORUM

UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA MECCANICA
Classe LM-33

TESI DI LAUREA

in

Tecnologie Speciali e dei materiali compositi LM

**Simulazioni numeriche e validazione sperimentale di modelli di
Crashworthiness su componenti in tessuto CFRP**

Candidato

Filippo Peli

Relatore

Prof. Lorenzo Donati

Correlatori

Ing. Francesco Rondina
Ing. Maria Pia Falaschetti

Anno Accademico 2018/2019

INDICE

| | |
|--|-----------|
| Introduzione..... | 5 |
| CAPITOLO 1 | |
| La Crashworthiness..... | 8 |
| 1.1 I principi della crashworthiness..... | 8 |
| 1.2 Parametri caratteristici della crashworthiness..... | 10 |
| 1.3 Scelte progettuali che influenzano la crashworthiness: la geometria..... | 12 |
| 1.4 Accenni sulle modalità di cedimento..... | 14 |
| 1.4.1 Cedimento catastrofico..... | 14 |
| 1.4.2 Cedimento progressivo..... | 14 |
| CAPITOLO 2 | |
| Studio della letteratura scientifica..... | 19 |
| 2.1 Analisi dei parametri che influenzano l'energia specifica assorbita da travi ondulate..... | 19 |
| 2.2 Analisi dell'influenza dell'elemento trigger sulle prestazioni a crash di travi ondulate..... | 27 |
| 2.3 Analisi della sensitività dei parametri coinvolti durante la simulazione a schiacciamento..... | 33 |
| CAPITOLO 3 | |
| Descrizione dei modelli numerici..... | 43 |
| 3.1 Modello analitico di una lamina costituita da tessuto..... | 44 |
| 3.1.1 Definizione delle proprietà di ortotropia..... | 45 |
| 3.1.2 Il modello di danno continuo di Ladevèze..... | 46 |
| 3.1.3 Il modello di Johnson,Pickett,Rozycky..... | 51 |
| 3.1.4 Il modello di Pickett per l'interfaccia di delaminazione..... | 53 |
| CAPITOLO 4 | |
| Campagna sperimentale..... | 56 |
| 4.1 Caratteristiche del pre-impregnato e descrizione del processo produttivo dei provini..... | 57 |

| | |
|---|-----|
| 4.2 Le prove sperimentali..... | 72 |
| 4.2.1 Trazione statica/ciclica 0° e trazione statica 90°..... | 72 |
| 4.2.2 Compressione statica/ciclica 0° e compressione statica/ciclica 90°..... | 84 |
| 4.2.3 Trazione ciclica 45°..... | 94 |
| 4.2.4 Double Cantilever Beam(DCB) test..... | 102 |
| 4.2.4.1 Determinazione di G_I^c | 105 |
| 4.2.4.2 Risultati provino DCB_3..... | 107 |
| 4.2.5 End Notched Flexure(ENF) test..... | 112 |
| 4.2.5.1 Risultati provino ENF_1..... | 115 |
| 4.2.6 Le prove di schiacciamento..... | 122 |

CAPITOLO 5

| | |
|--|------------|
| Validazione dei modelli numerici..... | 133 |
| 5.1 I metodi di integrazione..... | 133 |
| 5.2 Descrizione del software..... | 134 |
| 5.3 Simulazioni delle prove di schiacciamento..... | 139 |
| 5.4 Considerazioni..... | 151 |

CAPITOLO 6

| | |
|-------------------------|------------|
| Conclusioni..... | 153 |
|-------------------------|------------|

| | |
|--------------------------|------------|
| BIBLIOGRAFIA..... | 156 |
|--------------------------|------------|

INTRODUZIONE

A livello mondiale si prevede che, tra il 2005 e 2030, il consumo energetico subirà una crescita importante, quantificabile intorno al 50%, colpendo maggiormente il settore dei trasporti, rispetto a tutti gli altri settori esistenti. Tali previsioni costringono gli esperti a porre la propria attenzione su nuove misure atte a favorire un risparmio energetico in merito a veicoli di trasporto, quali: treni, aerei ed automobili. Una soluzione potrebbe essere proprio l'utilizzo massivo di componenti in materiale composito, formati da fibra di carbonio e matrice polimerica. Dapprincipio l'utilizzo intensivo dei suddetti materiali compositi era relegato, fino a qualche decennio fa, esclusivamente alla costruzione di componenti per velivoli ad uso militare, dove erano richieste alte prestazioni meccaniche con pesi ridotti. Oggigiorno, invece, grazie al progresso tecnologico, che ha portato ad una consistente riduzione dei costi di produzione, gli enormi benefici derivanti dall'utilizzo di questi materiali, quali ad esempio elevata rigidezza e resistenza specifiche, sono usufruibili anche dall'aviazione commerciale (figura 2) e contemporaneamente, trasportati nel settore automotive (Figura 1).

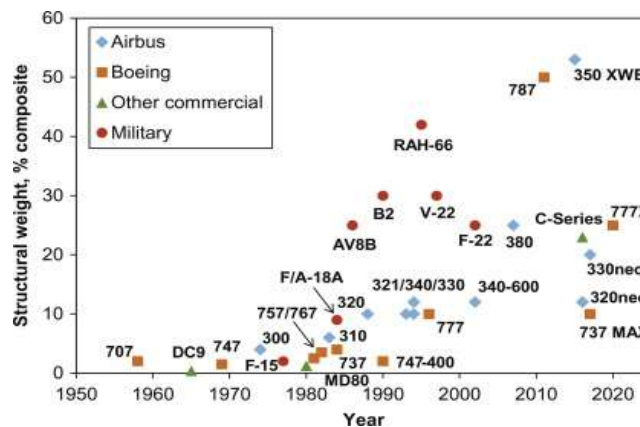


Figura 1: Utilizzo di materiali compositi nel settore aeronautico



Figura 2: Esempi di assorbitori cinetici, con trave sinusoidale in composito, presenti nei sottopiani dei velivoli

Per quanto riguarda il settore automotive, l'utilizzo di materiali compositi, dapprima relegato a semplice elemento decorativo, rappresenta oggi una valida scelta in prospettiva strutturale, conveniente anche in ottica "Crashworthiness", ovvero dal punto di vista dell'energia assorbita dal materiale e della sua gestione, e quindi mitigazione di forze ed accelerazioni in gioco, durante un fenomeno di schiacciamento. La scelta diventa invece necessaria quando si parla di risparmio di carburante e riduzione delle emissioni inquinanti, quest'ultime dettate da normative mondiali sempre più stringenti (Figura 3), favorite proprio dal peso contenuto, se confrontato con materiali metallici a parità di volume.

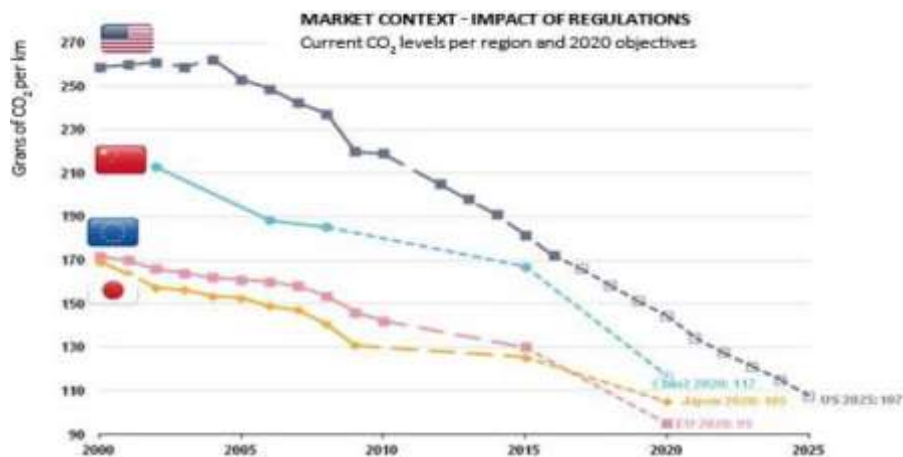


Figura 3: Limiti di emissione di CO₂

Al di là dei possibili benefici che il materiale composito propone, la complessità dei progetti risulta però, notevolmente incrementata. Infatti, benché le proprietà meccaniche delle strutture possano essere ottimizzate scegliendo opportunamente il tipo di matrice, la stratifica, il tipo (unidirezionale o tessuto) e l'orientamento del rinforzo e il processo produttivo, subentrano nuove problematiche per la comprensione e la previsione dei meccanismi di rottura e di assorbimento energetico. La scelta di come queste proprietà si combinano fra loro, risultano essere decisive in fase di progettazione, perché andranno a definire le proprietà meccaniche finali del composito...per cui anche solo una piccola modifica dei sopra citati elementi, porta a grandi differenze delle caratteristiche finali del composito. Questo fa sì che le prove simulative, effettuate attraverso l'utilizzo di software di analisi agli elementi finiti (FEA), acquisiscano sempre più importanza, seppure siano sempre precedute, nelle fasi iniziali della ricerca, da prove sperimentali in laboratorio, in maniera tale da poter studiare il comportamento del materiale nelle fasi pre/post cedimento, senza ricorrere ad eccessivi test in laboratorio, soprattutto se si parla di elementi di grandi dimensioni, in un'ottica dettata dalla riduzione dei costi. Nonostante ciò, tutt'oggi sono ancora presenti alcune incertezze derivanti dalla parte simulativa, dettate dalla scarsa conoscenza analitica dovuta alle numerose variabili in gioco; per questo motivo numerosi e persistenti sono gli studi pubblicati per apportare una calibrazione sempre più efficiente ai software FEM, attraverso lo sviluppo di modelli analitici che vadano a simulare il comportamento a danneggiamento del composito in maniera sempre più efficace.

L'obiettivo di questo lavoro di tesi è quello di fornire un valido strumento per la progettazione a crashworthiness di componenti realizzati in materiale composito (fibra di carbonio e matrice polimerica) non del tipo unidirezionale, approfondito ampiamente da numerosi trattati scientifici, bensì addentrando nel campo dei tessuti, in particolare verrà utilizzato il GG285P[1] di tipo Plain weave, prodotto dalla Toray Group e commercializzato dalla Deltapreg; fornendo linee guida al designer verso una migliore comprensione, attraverso l'implementazione di modelli numerici, preceduti da una corposa campagna sperimentale di identificazione delle proprietà meccaniche del materiale in questione, per ciò che concerne i comportamenti pre/post fallimento del materiale. Per perseguire l'obiettivo posto, la tesi si articolerà essenzialmente in due parti: i test sperimentali (presso il laboratorio strutture MasterLab della seconda scuola di ingegneria dell'Università di Bologna, con sede a Forlì) e le simulazioni numeriche. Nella prima parte saranno descritti anzitutto i concetti relativi alla crashworthiness, ed in particolare come valutarla; verrà presentata una ricerca bibliografica relativa allo studio di provini ondulati e all'analisi della sensibilità dei parametri in input al software simulativo, spiegando quali risultano essere i più importanti; verrà

definito il modello di danno di *Johnson,Pickett,Rozycki* [2][16], per la lamina costituita da tessuto, ed il modello di *Pickett* [2],[19] per l'interfaccia di delaminazione. Infine verrà presentata tutta la campagna sperimentale, effettuata su provini di dimensioni specifiche secondo normativa ASTM, per l'identificazione delle caratteristiche meccaniche del composito, con successiva prova di schiacciamento di due tipologie di provini ondulati aventi stratifiche differenti, i cui risultati ottenuti saranno utilizzati come valori di riferimento per la convalida dei modelli numerici.

Nella seconda parte verrà affrontata la parte simulativa: verranno quindi realizzati diversi modelli virtuali agli elementi finiti, e successivamente calibrati per rispecchiare i valori ottenuti dai test durante la campagna sperimentale, attraverso l'utilizzo di un software commerciale di proprietà della *ESI* chiamato *Virtual Performance Solution(VPS)* ed abbreviato come *Pam-crash*. Il modello implementerà un'analisi dinamico-progressiva di fallimento, in maniera da simulare il comportamento macroscopico rilevato nei test durante il processo di schiacciamento, estrapolando , con una certa approssimazione, ciò che concerne l'energia di assorbimento specifica rilevata durante i test sperimentali. Infine, nell'ultima parte verranno riassunte le conclusioni e le prospettive emerse dall'attività svolta.

Capitolo 1:

LA CRASHWORTHINESS

Definizione di crashworthiness:

“La capacità di un mezzo di trasporto di salvaguardare l'incolumità degli occupanti e delle merci presenti all'interno del mezzo stesso, assorbendo in maniera controllata, l'energia cinetica dovuta ad un fenomeno di impatto.”[3]

1.1 I principi della Crashworthiness

La crashworthiness è una filosofia di progettazione che trova la sua applicabilità in ogni campo del settore trasporti: aerei ,treni sino ad arrivare agli autoveicoli. L'obiettivo principale è quello di limitare il più possibile fenomeni di alcun tipo di danno, arrecabile a persone o cose, durante fenomeni di impatto. Data la capacità del corpo umano di sopportare alte accelerazioni per un limitato periodo di tempo, l'obiettivo è sfruttare la capacità del mezzo di trasporto, di assorbire, e distribuire su di esso, l'entità delle forze in gioco durante un impatto, attraverso deformazioni controllate(da non confondere con la resistenza alla penetrazione, altra branca che ha lo scopo di studiare l'assorbimento totale di energia di un componente, al fine di evitarne la penetrazione da parte di un proiettile o frammento). Ciò è possibile per mezzo di componenti caratterizzati da una geometria predefinita in fase progettuale, oppure attraverso l'introduzione di specifici dispositivi che hanno lo scopo di dissipare l'energia cinetica(Figura 2 e 4). Le proprietà a crashworhiness di una struttura sono essenzialmente determinate a partire dal suo design e tipo di materiale. I materiali metallici di tipo duttile, ancora largamente impiegati, assorbono l'energia cinetica derivante da un impatto, subendo grandi deformazioni plastiche(Figura 4), diversamente dai materiali compositi i quali presentano globalmente caratteristiche fragili, per la presenza dell'elemento fibra, anche se quest'ultimo è inglobate all'interno dell'elemento matrice, che ha caratteristiche duttili. Di conseguenza l'assorbimento dell'energia dovuta all'impatto, avviene prettamente attraverso fenomeni di delaminazione, o scollamento, fra l'interfaccia fibra/matrice, con successiva frantumazione e generazione di detriti. La sfida per i progettisti riguarda, in questo caso, la promozione di fenomeni a “rottura controllata”, che portano alla realizzazione di strutture in composito con capacità di assorbimento dell'energia d'impatto, anche superiori alle controparti metalliche.

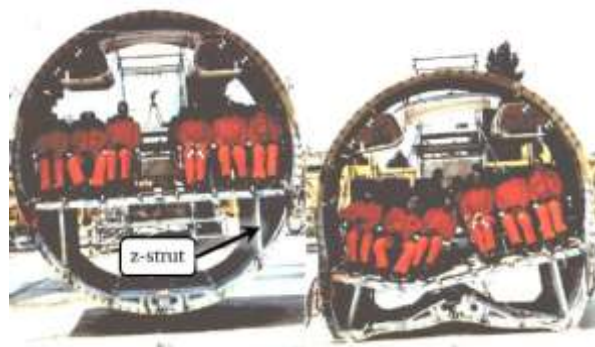


Figura 4: Drop test per la valutazione a crashworthines su un Airbus, modello A320

Questo tipo di filosofia progettuale ha il compito di rimpiazzare quello che una volta i vecchi progettisti ritenevano corretto: “più è forte, meglio è!”...Oggi è nota l'inesattezza di una supposizione del genere, grazie a numerosi studi strutturali e crash test effettuati in laboratori dedicati, che hanno portato alla luce che enormi e rigide strutture non riescono a dissipare l'energia sviluppata durante un incidente (presenza di elevati fenomeni inerziali), trasferendola irrimediabilmente agli occupanti e causando serie lesioni interne (in particolari lesioni cerebrali). Infatti le autovetture, fino al trentennio scorso, non erano progettate nell'ottica di protezione dei passeggeri, o come viene definita oggi, secondo i canoni progettuali “crash-oriented”. I veicoli quindi, assorbivano un limitato quantitativo di energia e per di più in maniera incontrollata, nonostante avessero a disposizione una massa di materiale maggiore (Figura 5).



Figura 5: Confronto evolutivo su crash test tra 2009 Chevy Malibu (destra) e 1959 Chevy Bel Air (sinistra)

Attualmente si è arrivati invece a risultati sorprendenti in termini di sicurezza grazie all'analisi congiunta di modalità di cedimento, interazioni delle varie parti (carrozzeria, telaio, motore, assi, ecc) e dispositivi di sicurezza come: cinture di sicurezza con pretensionatore, molteplici airbag e poggiatesta attivi in grado di assorbire energia.

Riassumiamo definendo le quattro caratteristiche fondamentali che deve rispettare un progetto orientato secondo la filosofia della *Crashworthiness* [4]:

- evitare che gli occupanti del veicolo urtino con l'interno dell'abitacolo tramite adeguati dispositivi (cinture di sicurezza, airbag, elementi facilmente deformabili);
- assicurare a tutti i passeggeri del veicolo uno spazio vitale sufficiente alla sopravvivenza nel momento in cui si verifica un urto;
- assicurare ai passeggeri una sicura via di fuga, accessibile anche quando il veicolo risulta incidentato;
- integrare nella struttura del veicolo sistemi in grado di assorbire energia cinetica;

1.2 Parametri caratteristici della crashworthiness

La sola considerazione dell'energia assorbita durante un impatto non permette di fare confronti tra più casi di studio, e nemmeno di valutare globalmente le prestazioni del componente. Le performance di una struttura in composito, finalizzate all'assorbimento dell'energia cinetica, possono essere valutate solamente attraverso l'introduzione di alcuni parametri:

- **Corsa (Stroke)**: rappresenta la lunghezza l di materiale della struttura che viene a partecipare al fenomeno di schiacciamento, durante l'impatto.
- **Forza massima (Peak force F_p)**: è il valore di forza più alto raggiunto durante lo schiacciamento ed ha una diretta correlazione con la portata di lesioni attribuite ai passeggeri, perché causa di picchi di accelerazione.
- **Forza costante (Average crush force F_{avg})**: valore che quantifica il carico medio durante la fase di stabilità dello schiacciamento, a seguito del transitorio iniziale. Esso rappresenta un buon indicatore della capacità di assorbimento della struttura.

$$F_{avg} = \frac{\int F dl}{l}$$

- **Trigger (Crush initiator)**: rappresenta una caratteristica progettuale, realizzata direttamente su di una estremità del provino, capace di facilitare la produzione di un collasso di tipo "progressivo" della struttura, evitando la tendenza del materiale composito di cedere in maniera imprevedibile o instabile (Buckling mode).
- **Efficienza dello schiacciamento (Crush efficiency CE)**: è il rapporto fra F_{avg} e F_p , e definisce un'importante caratteristica per valutare l'efficienza durante la fase di schiacciamento. Più questo valore è alto, e più la forza massima risulta non troppo alta rispetto alla forza costante, rappresentando, ovviamente, la condizione auspicabile.

$$CE = \frac{F_{avg}}{F_p}$$

- **Energia assorbita (Energy Absorption EA)**: rappresenta l'energia assorbita dalla struttura durante lo schiacciamento, quantificabile attraverso l'area sottesa al grafico Carico-Spostamento (Figura 6).

$$EA = \int F dl$$

- **Energia specifica assorbita (Specific Energy Absorption SEA)**: energia assorbita per unità di massa di componente che ha partecipato allo schiacciamento, espressa in J/g.

$$SEA = \frac{(EA)}{V\rho} = \frac{(EA)}{Al\rho} = \frac{(EA)}{M} \frac{S}{h}$$

Dove ρ è la densità del materiale, M la massa totale, h l'altezza del componente, s la corsa di schiacciamento ed A è l'area del componente partecipante allo schiacciamento.

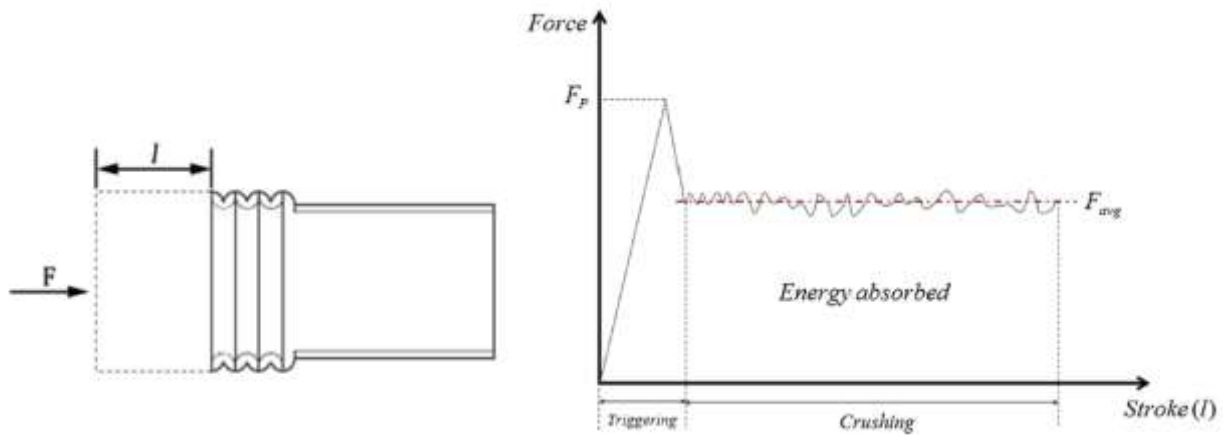


Figura 6 :Rappresentazione tipica di una struttura sottoposta a schiacciamento(sinistra) e il suo relativo grafico Carico-Spostamento(destra)

Dall'osservazione del grafico Carico-Spostamento, proposto in figura 6, possono essere espresse alcune considerazioni riguardo l'efficienza e qualità del test eseguito. Seppure sperimentalmente gli andamenti delle curve Carico-Spostamento possono differire di molto tra loro, a causa delle molteplici variabili coinvolte durante un test di schiacciamento(per esempio il materiale adottato, la disposizione di esso, il rapporto fibra/matrice, la geometria, la velocità con la quale viene eseguita la prova ecc..), si possono comunque individuare tre zone fondamentali [5]:

1. Nel **primo tratto** del grafico si ha il picco identificato dalla forza massima, il cui valore è direttamente collegato alle proprietà del trigger; infatti maggiore è il picco raggiunto e poco efficiente sarà stato l'effetto del trigger.
2. Nel **secondo tratto** si registra un calo del carico, raggiungendo un minimo per poi risalire, dipendente dalle caratteristiche di resistenza della matrice.
3. Per ultimo abbiamo il **terzo tratto**, caratterizzato dal comportamento costante del carico durante tutta la fase di schiacciamento rimanente del composito. La condizione migliore viene identificata con una valore di inizio del tratto a carico costante, di poco differente dalla condizione di carico massimo; in questo modo si verificano le condizioni di massima efficienza di schiacciamento (CE prossimo al valore unitario).

Infine va specificato, che come metro di giudizio principale per le proprietà di assorbimento energetico del composito durante il test di schiacciamento, sarà valutato il valore ottenuto dall'energia specifica assorbita (SEA). L'energia specifica assorbita dipende fortemente dalla modalità di cedimento di una struttura. Di conseguenza è possibile definire due eventi di cedimento differenti, che possono verificarsi durante il test:

un cedimento di tipo “catastrofico” oppure un cedimento di tipo “progressivo”; entrambi definiti nel paragrafo 1.4, riguardante gli accenni sulle modalità di cedimento.

1.3 Scelte progettuali che influenzano la Crashworthiness: la geometria

Nel panorama dei fattori che influenzano maggiormente l’assorbimento energetico, il primo è senza dubbio la geometria del componente. Numerosi sono gli studi volti, non soltanto alla semplice determinazione delle proprietà a crash del materiale analizzato, ma anche alla diretta applicazione in dissipatori, che utilizzino le medesime tipologie di geometrie. Per questo motivo è possibile suddividere gli studi sulle caratteristiche geometriche, in due categorie:

- studi su *geometrie piane*
- studi su *geometrie auto-portanti*

PROVINI A GEOMETRIA PIANA

I provini a *geometria piana* hanno, senza dubbio, il vantaggio della realizzazione, risultando molto semplici anche dal punto di vista degli stampi utilizzati. Altrettanto non si può dire invece, della fase di testing, dove devono essere impiegate costose apparecchiature anti-buckling(Figura..), oltretutto occupanti un certo volume, per guidare opportunamente la progressione della rottura, siccome difficilmente hanno la capacità di sorreggersi autonomamente durante l’esecuzione della prova, senza ricadere in una condizione di cedimento a basso assorbimento energetico(Buckling).

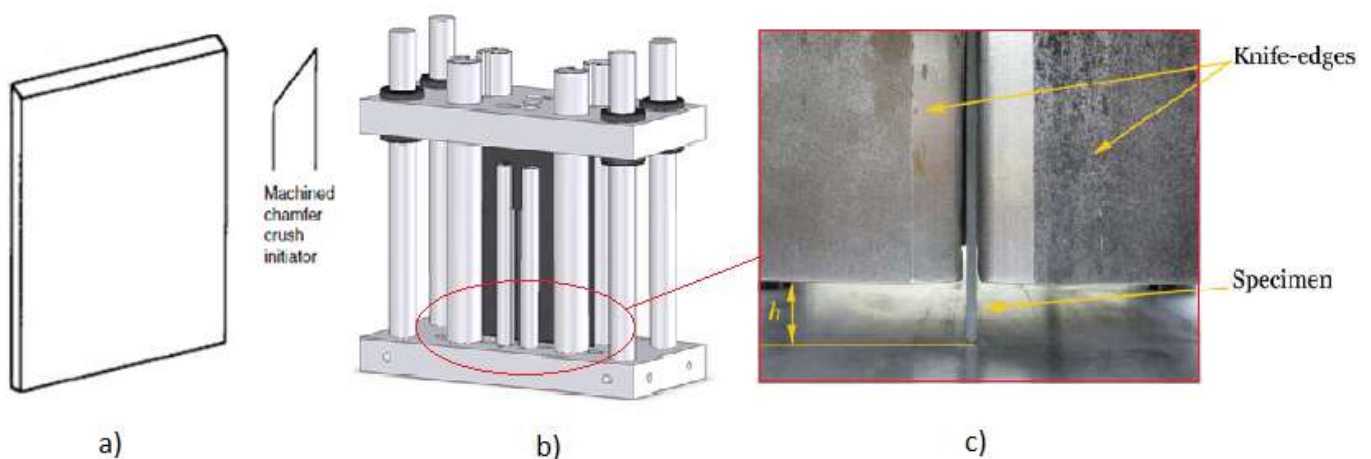


Figura 7: Provino a geometria(a) piana e apparecchiatura la prova a schiacciamento(b)(c).

Gli studi prodotti da [6],[7] hanno dimostrato come l’energia assorbita da questa tipologia di provini, sia dipendente, oltre che dal tipo di trigger(elemento strutturale di notevole importanza, le cui caratteristiche verranno analizzate successivamente), soprattutto dalla lunghezza del vincolo lungo la dimensione maggiore del provino, definito dalla variabile h in figura 7(c). Infatti per $h=0$, si ottengono le condizioni di assorbimento migliori(Figura..). Per concludere, si può dire che con questa tipologia di provini è possibile

raggiungere prestazioni paragonabili a quelle che vedremo per la tipologia auto-portanti, sebbene l'utilizzo di ingombranti e costose apparecchiature vadano irrimediabilmente a renderne svantaggioso l'utilizzo.

| ID | Trigger | v [in/min] | h [in] | SEA [J/g] |
|----|----------|--------------|----------|-----------|
| 1 | | 1.5 | 0 | 79.348 |
| 2 | Arrow | 0.5 | 0.5 | 12.714 |
| 3 | | 1.85* | 0.5 | 23.955 |
| 4 | | 0.5 | 1.5 | 18.366 |
| 5 | Chamfer | 0.5 | 0.5 | 14.343 |
| 6 | | 0.5 | flat | 7.193 |
| 7 | None | 0.5 | r.25 | 4.054 |
| 8 | Sawtooth | 1.5 | 0.5 | 13.579 |
| 9 | Steeple | 0.5 | 0.5 | 5.421 |
| 10 | | 0.5 | flat | 7.628 |

Figura 8: Valori di energia specifica assorbita(SEA) a seguito della prova a schiacciamento delle tipologie di provini piani sopra esposte.

PROVINI A GEOMETRIA AUTO-PORTANTE

L'altra categoria di provini riguarda quelli a *geometria auto-portante*, i quali permettono di superare alcune delle più grandi problematiche che affliggono i provini analizzati precedentemente. Anzitutto, data la caratteristica auto-portante, hanno il vantaggio di sostenersi autonomamente durante l'esecuzione della prova, escludendo le attrezzature aggiuntive viste precedentemente. Questa categoria può essere divisa ulteriormente in provini a sezione chiusa, come per esempio i tubi, oppure provini a sezione aperta(Figura.); quest'ultimi saranno analizzati in questo paragrafo.

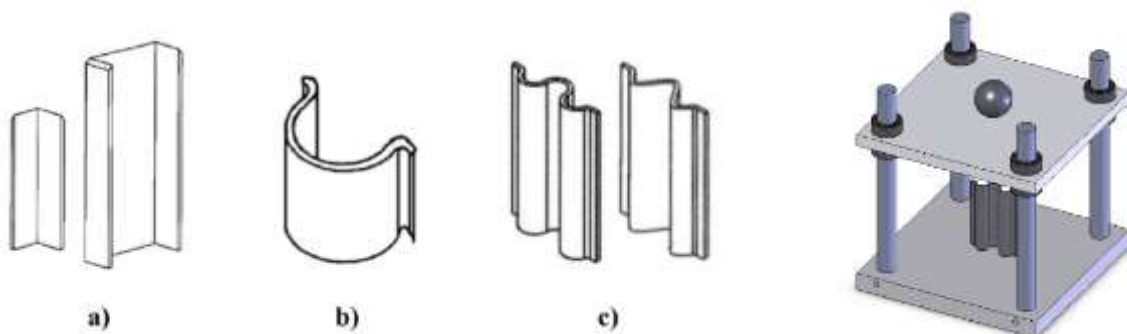


Figura 9: Profili caratteristici di provini auto-portanti: a) angolari, b) a semicerchio semplice, c) ondulati e attrezzatura per il test di schiacciamento

Si è riscontrato che l'adozione di geometrie aperte di tipo angolare(figura 9a), presenta alcune delle problematiche riscontrate nei provini piani, mentre l'adozione di profili a semicerchio semplice, porta ad avere buoni risultati ma con la necessità di vincolare la base [8]. Le migliori capacità di assorbimento energetico sono indubbiamente raggiunte con l'adozione di geometrie dette sinusoidali o ondulate; quest'ultime saranno oggetto di studio, in questo elaborato di tesi, e ripresi nel capitolo 2.

1.4 Accenni sulle modalità principali di cedimento

1.4.1 Cedimento Catastrofico

La modalità di cedimento catastrofico si riscontra in un composito, quando si verifica la propagazione di una cricca, intralaminare o interlaminare, di tipo instabile; cioè la sua formazione ha origine senza alcun preavviso. Ciò è caratterizzato da una crescita improvvisa del carico (con pendenza della curva molto elevata) accompagnato, a seguito del raggiungimento del picco, da un notevole abbassamento del carico e successivo sostentamento di quest'ultimo, ad un valore costante di pari entità. In termini di energia assorbita, questa modalità di cedimento è senza dubbio la peggiore, quantificabile da una limitata area sottesa al grafico Carico-Spostamento. Un esempio di cedimento catastrofico, può essere quello rappresentato in figura 10 per la curva *c*, dove un provino sinusoidale, sottoposto a schiacciamento, è entrato nella cosiddetta "instabilità dell'equilibrio elastico" (dall'inglese *Buckling*) generando un collasso a flessione, seppure in esso il valore della tensione sia ben al di sotto di quella di rottura del materiale.

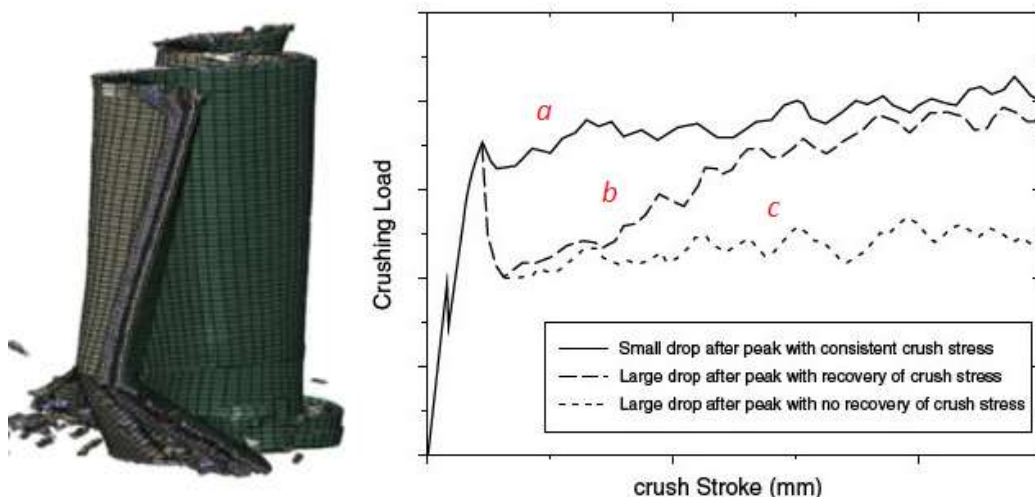


Figura 10: Esempio di cedimento catastrofico(Buckling),rappresentato dalla curva *c*, di un provino autoportante sinusoidale, durante simulazione crush test [6],[9]

1.4.2 Cedimento Progressivo

Durante la fase di cedimento progressivo, il collasso della struttura non avviene più in maniera improvvisa, bensì risulta avere l'importante caratteristica del "controllo", potendo così avanzare lungo tutta la lunghezza dell'elemento secondo la velocità di schiacciamento imposta(Figura 11). Questa è ovviamente la tipologia di cedimento ricercata durante le fasi di crash test in laboratorio, ed è inoltre richiesta per ottemperare in maniera corretta ai principi della crashworthiness.

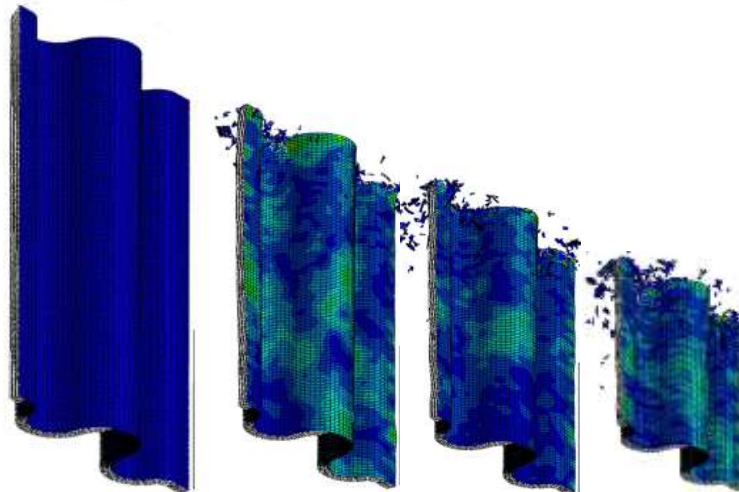


Figura 11: Esempio di cedimento progressivo, in ambiente simulativo, di un provino autoportante sinusoidale, durante crash test. Da notare la completa assenza di buckling, a favore di una costante e stabile propagazione del collasso. [9]

Per facilitare la struttura all'innescò di questa tipologia di cedimento, soprattutto in presenza di provini del tipo piano, è necessario l'utilizzo di un sistema, capace di concentrare le tensioni in una specifica porzione situata all'estremità della struttura, chiamato *trigger* (Figura 12), e realizzato attraverso operazioni di cianfrinatura alle macchine utensili, secondo angoli prestabiliti, oppure utilizzando tecniche alternative che non prevedano l'impiego di operazioni di rifinitura, come per esempio la realizzazione di pelli tagliate in punti strategici, in fase di laminazione, al fine di generare zone indebolite. Il *trigger* è un elemento molto importante, per l'ottenimento del sopracitato "controllo" durante il test...in sua assenza infatti, data l'elevata rigidità che caratterizza i materiali compositi con fibra di carbonio, la propagazione di una cricca instabile, in una parte qualsiasi della struttura, e quindi in una zona non voluta lontana dal piano di schiacciamento, è assai probabile; configurandosi quindi le condizioni di Buckling (figura 12b).

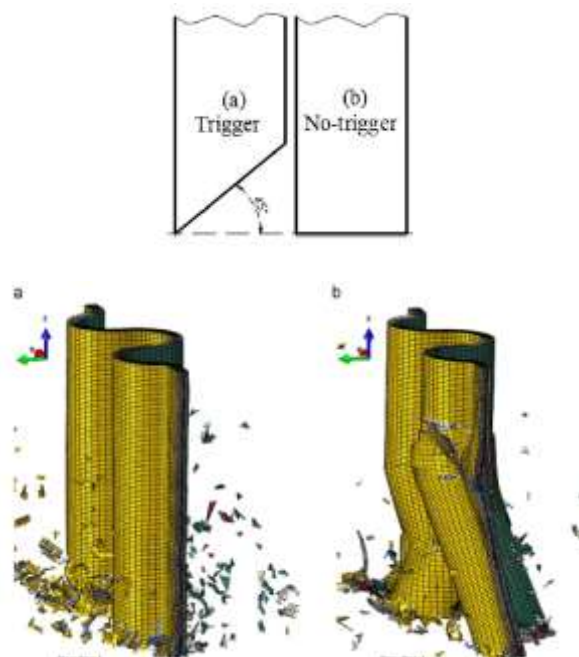


Figura 12: Sviluppo del collasso del provino con: trigger 45° (caso a) e assenza di trigger (caso b) [10]

Il vantaggio principale di strutture progettate per reagire a carichi prodotti da cedimenti progressivi, riguarda senza dubbio l'energia assorbita, che risulta decisamente superiore rispetto al caso di cedimento catastrofico. Infine un altro tipico vantaggio è il peso: si assiste infatti ad una notevole riduzione dei pesi, in quanto una struttura progettata per resistere a carichi elevati, fino al verificarsi della rottura improvvisa, sicuramente è più pesante di una struttura progettata per collassare in maniera progressiva.

Per quanto riguarda lo schiacciamento di componenti in materiale composito, in letteratura sono presenti studi [11] che hanno reso possibile la classificazione delle quattro tipologie più comuni di cedimento, riscontrate durante le fasi sperimentali :

1. *Transverse shearing o fragmentation mode:*

Caratterizzata da una sezione a cuneo con la presenza di una o più cricche interlaminari e longitudinali di piccole dimensioni, che vanno a formare un distacco parziale di lamine verso l'esterno, chiamate *lamina bundles* (Figura 13). La maggior parte dell'energia assorbita deriva dalla flessione, per l'insorgere di fratture interlaminari e longitudinali, e dalla conseguente rottura proprio degli insieme di *lamina bundles*, risultando tanto più efficiente quanto più la zona fratturata è ridotta. Il meccanismo che controlla il processo di schiacciamento dipende dalla resistenza a flessione delle lamine la quale dipende, a sua volta, dalle proprietà delle fibre quali rigidità e tensione a rottura.

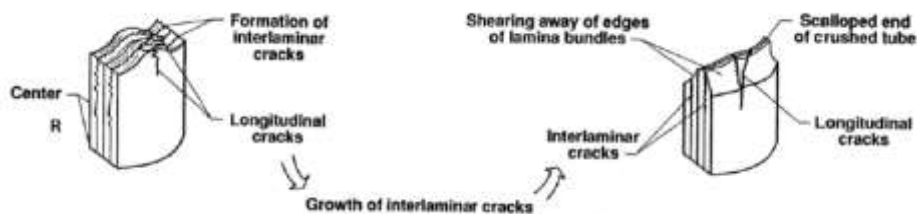


Figura 13: Transverse shearing o fragmentation mode

2. *Brittle fracturing:*

La modalità a rottura di tipo fragile esibisce lo stesso meccanismo di assorbimento dell'energia visto per il *Transverse shearing*, con formazione delle *lamina bundle*. Nonostante ciò, in questo caso la lunghezza caratteristica delle fratture interlaminari va da uno alle dieci volte lo spessore del componente. Maggiore è la rottura delle *lamina bundle*, meno efficiente sarà la modalità di schiacciamento. Le *lamina bundles* esibiscono un certo livello di flessione fratturandosi spesso vicino alla loro base. Quando si verifica il *lamina bundles*, il carico si redistribuisce entro il provino ed il processo ciclico di formazione della *lamina bundles* si ripete nuovamente. La rottura dipende contemporaneamente dalla resistenza della matrice (che influenza la propagazione delle cricche interlaminari e parallele alle fibre) e dalla resistenza a flessione delle *lamina bundle*.

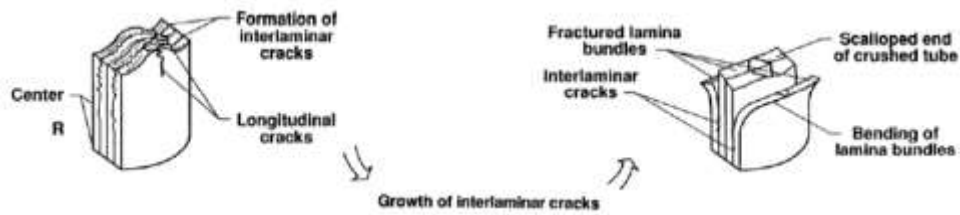


Figura 14: Brittle fracturing

3. Lamina bending o splaying mode :

Sono caratterizzate da fratture interlaminari, intralaminari e parallele alle fibre molto lunghe, poiché superiori a dieci volte lo spessore del componente (Figura 15). La prolungata lunghezza delle lamina bundles e la sua mancata frattura, corrisponde un'inefficiente modalità di schiacciamento. La resistenza della matrice è il parametro più importante nel controllo del meccanismo di formazione delle lamina bundles, poiché gestisce la formazione delle cricche di tipo interlaminare, intralaminare e parallela alle fibre. I principali meccanismi di assorbimento di energia sono l'accrescimento delle fratture e la dissipazione causata dall'attrito tra le lamine stesse e dall'attrito tra le lamine e il corpo che schiaccia il provino. Ad estese fratture interlaminari corrispondono bassissime energie assorbite.



Figura 15: Lamina bending o Splaying mode

4. Local Buckling:

E' caratterizzato da fenomeni di instabilità dell'equilibrio elastico, provocato dall'instaurarsi di deformazioni plastiche, e si manifesta in materiali compositi con caratteristiche sia fragili che duttili. Nel caso in cui il rinforzo sia costituito da fibre duttili, una volta terminato lo schiacciamento il componente torna geometricamente allo stato iniziale, presentando però molteplici delaminazioni di tipo intralaminari, localizzate nella zona precedentemente inflessa. In presenza di rinforzo con fibre fragili, il "local buckling" si verifica quando la matrice esibisce elevate deformazioni plastiche sotto elevate condizioni di tensione. Va detto, per ultimo, che questo meccanismo di cedimento è energeticamente inefficiente ed insorge tipicamente in componenti a ridotto spessore.

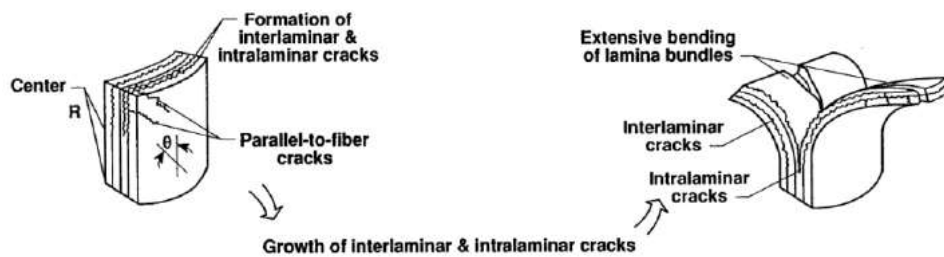


Figura 16: Local Buckling

Questo lavoro di tesi si concentrerà esclusivamente sull'analisi di provini, con successiva validazione della simulazione ad un livello geometrico più complesso, cioè effettuato su provini ondulati del tipo autoportanti per test a schiacciamento. L'obiettivo della simulazione sarà quello di replicare il comportamento osservato durante la fase sperimentale, con particolare attenzione alla forma degli elementi coinvolti nello schiacciamento, alla forza di schiacciamento, e quindi all'andamento della curva nel grafico Carico-Spostamento, nonché al parametro più importante, il quantitativo di energia assorbita(SEA).

Prima di procedere con la realizzazione della campagna sperimentale è doveroso incominciare ad affrontare il problema, documentandosi approfonditamente su quali siano gli ultimi risvolti, presenti in letteratura scientifica, riguardo allo schiacciamento di strutture ondulate autoportanti in fibra carbonio. Questo è un passo fondamentale poiché attraverso questo studio potremo mettere in luce alcuni degli ambiti già analizzati, quelli che potrebbero richiedere una verifica aggiuntiva, nonché esaminare le performance delle simulazioni FEM di queste strutture, al fine di capire quali parametri incidono maggiormente per ottenere simulazioni il più conformi possibili al caso sperimentale. Tratteremo queste tematiche nel capitolo seguente.

Capitolo 2

STUDIO DELLA LETTERATURA SCIENTIFICA

2.1 Analisi dei parametri che influenzano l'energia specifica assorbita da travi ondulate

Nel capitolo 1, paragrafo 1.3, avevamo accennato ad alcune caratteristiche dei provini con geometria autoportante, confrontandoli a quelli con geometria piana, constatando che il testing a schiacciamento dei primi offriva costi inferiori, dal punto di vista del set-up del macchinario, proprio per l'assenza di apparecchiature aggiuntive, necessarie invece a provini con geometria piana; nonché migliori prestazioni per quanto riguarda l'energia specifica assorbita. In questo capitolo andremo ad affrontare uno studio bibliografico, cercando di capire l'influenza che la variazione di alcune caratteristiche progettuali dei provini ondolati, producono sul valore di energia assorbita (come, per esempio la forma, ripetizione o ampiezza dell'onda, ecc..) ,partendo dal presupposto che la ricerca in questo campo è considerata ancora abbastanza recente.

La prima osservazione riguarda l'influenza[12] che la forma e larghezza del provino, e quindi il numero di onde, ha in funzione dell'energia specifica assorbita(qui considerata come SSCS: Specific Sustained Crash Stress). Come si può notare dalla figura.. viene considerato l'angolo θ di apertura dell'onda, il quale viene fatto variare secondo una determinata sequenza di valori(0,60,90,120,150,180), dove per $\theta=0$ si ottiene un provino a geometria piana e con $\theta=180$ un provino con onde perfettamente semicircolari. Infine per la larghezza, essa varia tra 1,2 e 3 onde.

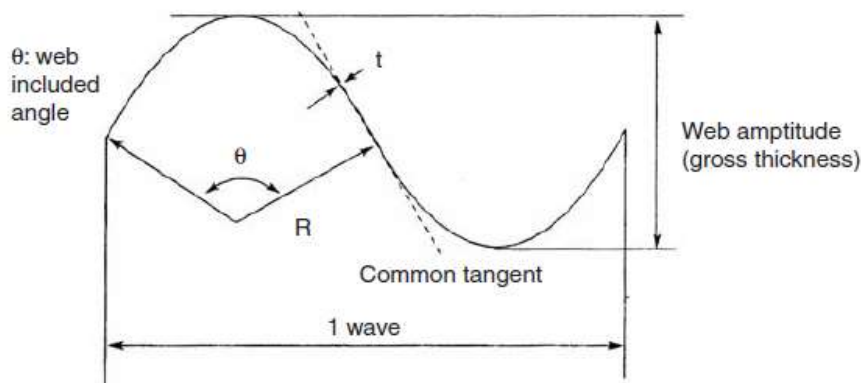


Figura 16: Modello per esprimere le diverse onde del provino avente differente apertura angolare θ

Come è possibile osservare dalla figura 17(sinistra) , viene proposta l'influenza che il numero di onde, ed il lay-up scelto, hanno in confronto all'energia specifica assorbita, individuando la condizione migliore in corrispondenza di un numero di onde pari a 3 con $\theta=180$, cioè onde a forma di semicerchio, ed infine una sequenza di impilamento che contiene lamine a 0 e 45 gradi. Molto esplicativa risulta invece la figura.. (destra), la quale mette in evidenza come variando l'angolo θ , per valori compresi in un range tra 90° e 180°, si abbiano bassi effetti in termini di variazione dell'energia specifica assorbita, che presenta i valori più alti; diversamente invece accade per valori inferiori ai 60°, dove si registra un calo significativo. Infatti

una volta raggiunta questa situazione, decade immediatamente la condizione di cedimento stabile e progressivo, con l'insorgere di fenomeni macroscopici di buckling.

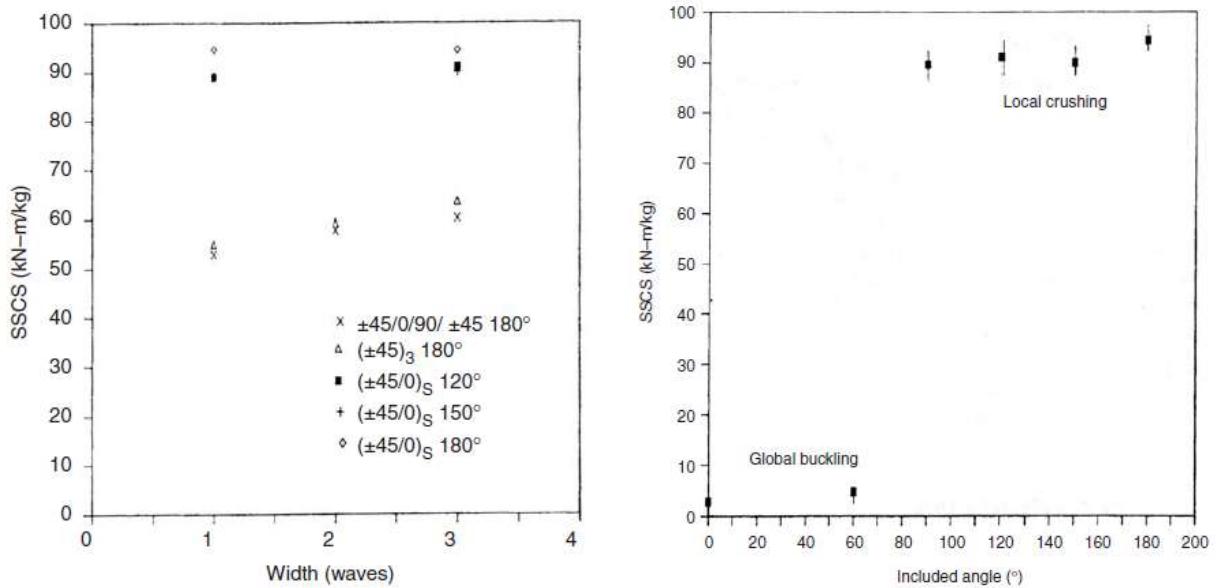


Figura 17: Andamento dell'energia specifica assorbita in funzione: del numero di onde e lay-up(sinistra) e dell'angolo di apertura θ (destra)

Infine, è stato dimostrato che, per una limitata configurazione di lay-ups, l'energia specifica assorbita misurata, può essere confrontata con quella ottenuta attraverso il testing di provini tubolari, come proposto da [13].

Ora analizzeremo tre diverse forme, adottate in letteratura[8], per provini ondulati(o sinusoidali), in maniera da ricavarne il comportamento durante un fenomeno di schiacciamento. Le tre tipologie possono essere così identificate:

- Provino "**Low sine**": nel quale l'ampiezza dell'onda risulta pari a 3.2mm
- Provino "**High sine**": con ampiezza pari a 6.4mm
- Provino "**Semicircolare**": è quello comunemente utilizzato e nel caso in esame presenta una ampiezza di 6.4mm

Tutti e tre i provini sono rappresentati nell'interezza delle caratteristiche geometriche nella figura sottostante.

Il test mira a caratterizzare il comportamento dei provini, in termini di SEA, in funzione della variazione di alcuni parametri, quali:

- Ampiezza dell'onda
- Lay-up: $[0/90]_{3S}$, $[\pm 45]_{2S}$, $[0/\pm 45]_{2S}$
- Numero di onde: 2 oppure 3
- Velocità di esecuzione della prova: 5(0.2), 51(2) e 1524(60) mm/min (in/min)
- Materiale e ciclo di cura eseguito

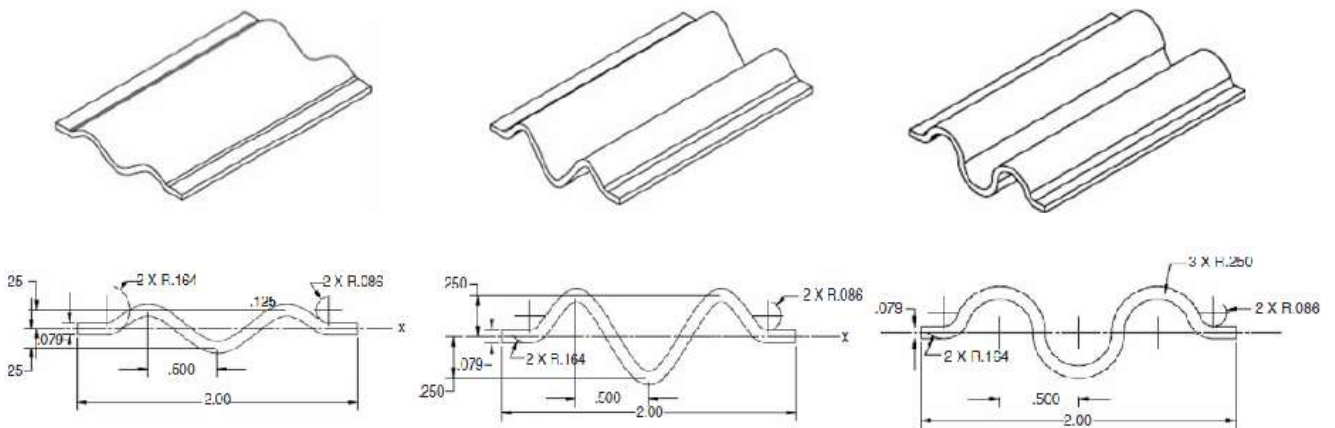


Figura 18 : Dettagli geometrici delle tre tipologie di provini: Low sine , High sine e Semicircolare

Per quanto riguarda il materiale, sono state utilizzate due tipologie:

- “Regular”: le fibre utilizzate si caratterizzano per una resistenza e modulo con capacità intermedie ed una temperatura massima del ciclo di cura pari a 121°C;
- “Tough”: per indicare un composito caratterizzato da fibre con alte capacità di resistenza e modulo ed una temperatura massima del ciclo di cura di 177°C;

Infine viene considerata una terza categoria, definita “Overcured” , dove il ciclo di cura eseguito rispetta sempre i valori di pressione e temperatura nominali; con l’unica differenza che il tempo di mantenimento del componente in autoclave, risulta il doppio di quello consigliato da catalogo del produttore, producendo un degrado generale delle proprietà della matrice; il tutto per simulare la presenza di errori di fabbricazione. Nella tabella.. è possibile osservare i risultati delle prove, suddivise in otto famiglie.

| ID | Family | Specimen | Lay-up | Material | No. periods | Repeats | Cure | Left speed (in/min) | Avg SEA (J/g) | CoV |
|----|--------|------------|-----------|----------|-------------|---------|-----------|---------------------|---------------|-----|
| 1 | A | Low Sine | [0/90]3s | Rejukur | 3 | 2 | Regular | 2 | 59 | 7% |
| 2 | A | High Sine | [0/90]3s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 65 | 4% |
| 3 | A | Semicircle | [0/90]3s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 70 | 4% |
| 4 | B | Low Sine | [±45]3s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 19 | 1% |
| 5 | B | High Sine | [±45]3s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 54 | 20% |
| 6 | B | Semicircle | [±45]3s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 56 | 7% |
| 7 | C | Low Sine | [0/±45]2s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 63 | 3% |
| 8 | C | High Sine | [0/±45]2s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 73 | 2% |
| 9 | C | Semicircle | [0/±45]2s | Regular | 3 | 2 | Regular | 2 | 81 | 5% |
| 10 | D | Low Sine | [0/±45]2s | Regular | 3 | 2 | Overcured | 2 | 61 | 1% |
| 11 | D | High Sine | [0/±45]2s | Regular | 3 | 2 | Overcured | 2 | 67 | 4% |
| 12 | D | Semicircle | [0/±45]2s | Regular | 3 | 2 | Overcured | 2 | 71 | 3% |
| 13 | E | Low Sine | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 2 | 83 | 7% |
| 14 | E | High Sine | [0/90]3s | Tough | 3 | 4 | Regular | 2 | 94 | 8% |
| 15 | E | Semicircle | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 2 | 93 | 1% |
| 16 | F | Low Sine | [0/90]3s | Tough | 2 | 2 | Regular | 2 | 79 | 1% |
| 17 | F | High Sine | [0/90]3s | Tough | 2 | 2 | Regular | 2 | 86 | 7% |
| 18 | F | Semicircle | [0/90]3s | Tough | 2 | 2 | Regular | 2 | 101 | 8% |
| 19 | G | Low Sine | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 0.2 | 75 | 5% |
| 20 | G | High Sine | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 0.2 | 91 | 1% |
| 21 | G | Semicircle | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 0.2 | 91 | 4% |
| 22 | H | Low Sine | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 60 | 83 | 3% |
| 23 | H | High Sine | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 60 | 93 | 7% |
| 24 | H | Semicircle | [0/90]3s | Tough | 3 | 2 | Regular | 60 | 98 | 7% |

Figura 19: Risultati di SEA per diverse tipologie di provino

Dai risultati della tabella si ottengono le seguenti conclusioni:

- Il provino che presenta le migliori caratteristiche, all'interno della propria famiglia, è senza dubbio il semicircolare (n° 18 per quello con le migliori performance in assoluto), seguito dal High sine ed infine il Low sine, quest'ultimo caratterizzato da fenomeni di instabilità e buckling, sotto carichi di compressione, a causa del basso raggio di curvatura che caratterizza questa geometria, la quale non favorisce una graduale scissione fra i layer (Figura 20).



Figura 20: Differenti modalità di cedimento fra provino semicircolare (sinistra) e low sine (destra) [6],[8]

- Il numero di ripetizioni (due o tre) in un provino, sembrerebbe non essere un parametro significativo. Lo diventa nel momento in cui, sia necessario tenere in considerazione la possibile presenza di alti gradienti di tensioni, la cui attenuazione risulta facilitata dalla presenza di un numero di ripetizioni superiore a due, per la capacità di distribuire una migliore dissipazione attorno a più raggi. Con queste considerazioni in mente, il provino con tre ripetizioni circolari apporta un aumento al momento d'inerzia e quindi, alla capacità di resistenza a fenomeni di buckling (figura 21).

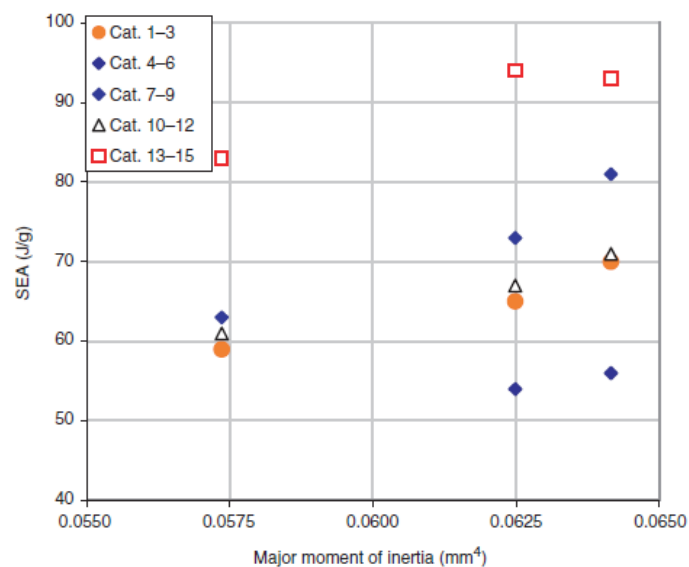


Figura 21: Andamento SAE-momento di inerzia per i differenti provini

- Per quanto riguarda l'influenza del lay-up per le tre configurazioni, visibile in figura., non è semplice ricavarne l'andamento in funzione del SEA, per questo sarebbe conveniente realizzare

ulteriori approfondimenti in merito; in generale, considerando la categoria “Regular”, si è osservato che la configurazione $[0/+45/-45]_{2s}$ consente di raggiungere le migliori prestazioni(Figura..). In particolare si è notato che il SEA cresce, o decresce, in funzione della percentuale e disposizione di lamine a 0° o 45° , all’interno del componente.

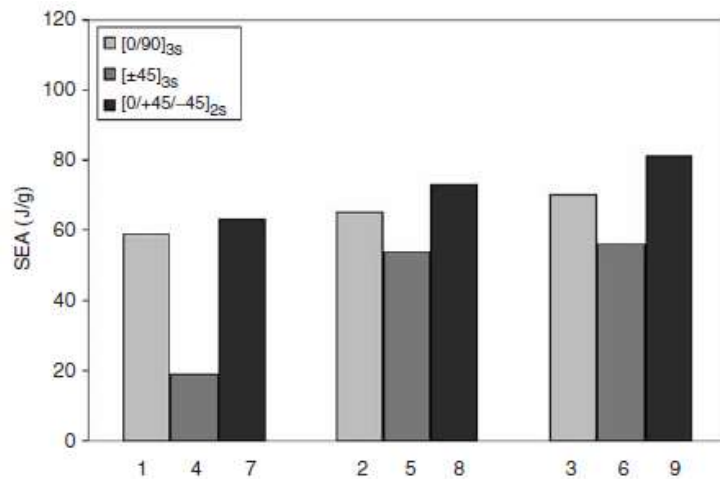


Figura 22: Andamento SAE in funzione di differenti tipologie di stratifica

- L’effetto di variare le proprietà del materiale(Regular o Tough), induce le più drammatiche variazioni in termini di SAE. In particolare i provini di tipo “Tough” , i quali sono caratterizzati da alto modulo ed alta resistenza, mostrano chiaramente migliori proprietà rispetto ai provini “Regular”. Mentre per quanto riguarda i provini “Over-cured”, l’effetto di raddoppiare il tempo di cura, al fine di introdurre volontariamente un infragilimento maggiore, produce, come ci si aspettava, i più bassi valori di SAE per le maggiori condizioni di degrado della matrice.

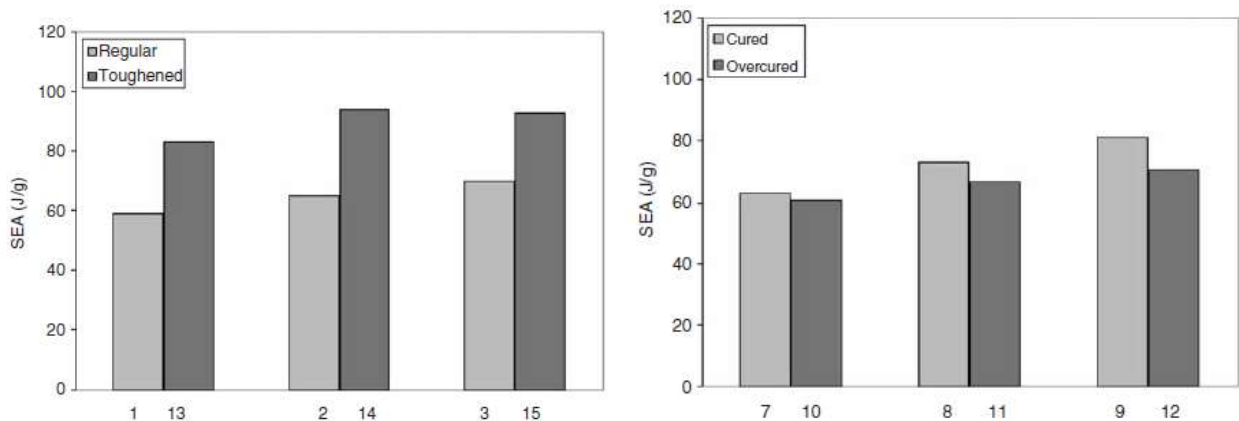


Figura 23: Andamento SAE in funzione della temperatura massima del ciclo di cura(sinistra) e nel caso in cui venisse applicata una “overcured” rispetto al ciclo di cura ottimale(destra)

- Infine per quanto riguarda l’influenza della velocità di schiacciamento sulle capacità di assorbimento, non è da notare alcuna significativa dipendenza(figura 24).

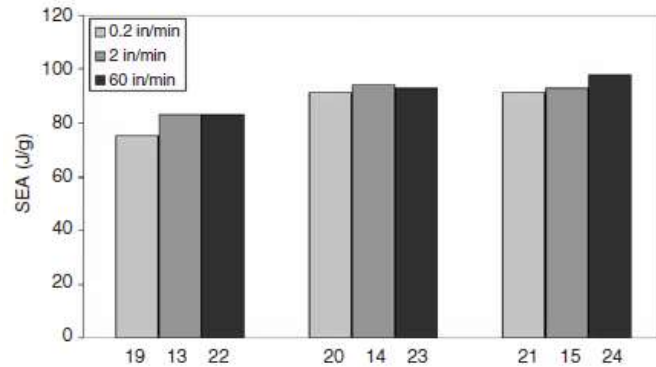


Figura 24: Andamento SAE in funzione della velocità di schiacciamento

Siccome sino a questo momento abbiamo considerato un'indagine basata esclusivamente su fibre unidirezionali, per concludere il capitolo è necessario, aprire una parentesi sulle differenti proprietà di assorbimento, in relazione a strutture caratterizzate da una differente disposizione delle fibre, cioè i tessuti.

| Group | Material | Layup | Mold release | Curing cycle | Lubricant | Shape | SEA [J/g] |
|-------|-------------|----------------------|--------------|--------------|-----------|-------|-----------|
| A | generic | [0/90] _{3s} | wax | regular | no | LS | 69.875 |
| | | | | | | DS | 83.537 |
| | | | | | | HC | 90.789 |
| PW | plain weave | 8 plies | n/a | factory | no | HC | 87.316 |

Figura 25: confronto fra UD a differente lay-up, con tessuto Plain weave 0°.

LS=Low sine, DS=High sine, HC= Semicircolare[6]

Il tessuto considerato, [6], seppure con caratteristiche differenti a quello utilizzato in questo lavoro di tesi, è dello stesso stile, cioè a tessitura piana(dall'inglese plain weave); in particolare verrà proposto il confronto fra:

- ACG-Toray con fibre unidirezionali (T700 24k/MTM57)
- Tessuto custom plain weave(Angeloni: GG200P/IMP530R)

Il test prende in considerazione tre tipologie di lay-up(figura 26) e due tipologie di ripetizioni semicircolari: tre(3P) e cinque(5P). Il plain weave considerato, verrà proposto secondo due orientamenti differenti: 0° e 45°(dove il valore in gradi si riferisce alla direzione delle fibre in ordito del tessuto rispetto alla direzione di carico). Infine per quanto riguarda la velocità di schiacciamento, essa è pari a 0.83mm/s.

| Test ID | Material | Layup |
|---------|----------|----------------------|
| UD | UD | [0/90] _{3s} |
| PW0 | PW | 8 plies 0° |
| PW45 | PW | 8 plies 45° |

Figura 26: Caratteristiche dei provini analizzati[6]

Eccetto per la tipologia plain weave a 45°, la differenza dell'energia specifica assorbita tra le due configurazioni di ripetizioni semicircolari, risulta differire di un $\pm 10\%$.

| Test ID | Material | Layup | Specimen | SEA [J/g] |
|---------|----------|----------------------|----------|-----------|
| UD | UD | [0/90] _{3s} | HC3 | 85.399 |
| | | | HC5 | 89.127 |
| PW0 | PW | 8 plies 0° | HC3 | 66.495 |
| | | | HC5 | 61.913 |
| PW45 | PW | 8 plies 45° | HC3 | 59.544 |
| | | | HC5 | 75.095 |

Figura 27: SAE dei provini analizzati

Molto importante risulta il comportamento che entrambe le tipologie di tessuto, 0° e 45°, mostrano durante lo svolgimento del test a schiacciamento. Infatti non si rilevano più le cosiddette *lamina bundles*, tipico fenomeno che caratterizza compositi con fibre unidirezionali, dove la forza di schiacciamento provoca la delaminazione, con conseguente espulsione compatta delle lamine verso l'esterno; bensì il materiale, letteralmente, si sbriciola (figura..) sotto l'azione di un carico applicato relativamente basso.

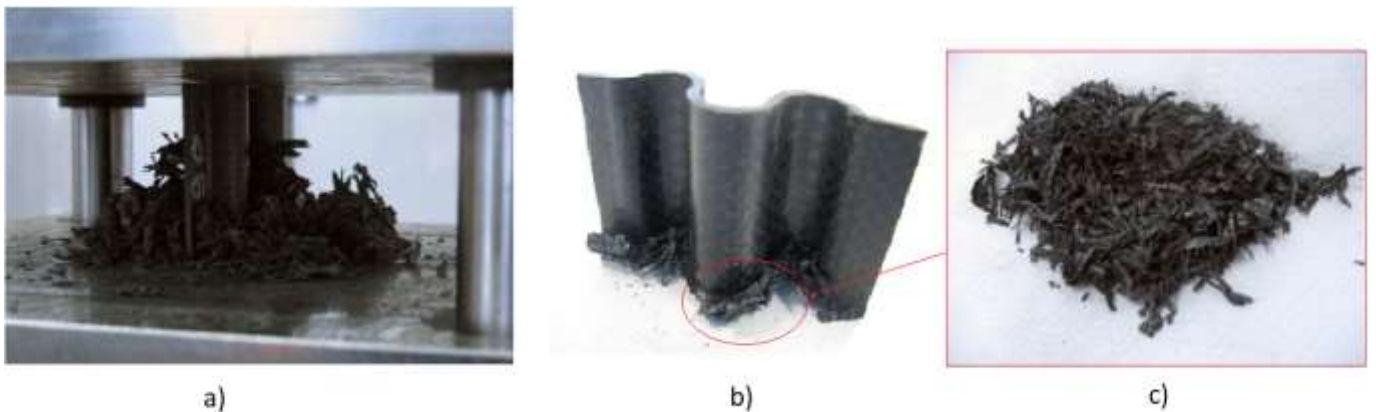


Figura 28: Caratteristica dei provini in tessuto, durante la prova di schiacciamento: consistente produzione di frammenti

Una possibile spiegazione di questo comportamento, secondo l'autore, potrebbe risiedere nella categoria di fibra di carbonio utilizzata. Infatti, se per i compositi unidirezionali venne impiegata una fibra di tipo HS (High Strength), per i compositi in tessuto è stata utilizzata una fibra HR (High Resistance). Per cui sembrerebbe preferibile l'utilizzo di fibre HS durante test a schiacciamento, ed è probabilmente per questo motivo che le performance presentate dalle due tipologie di tessuti, sono risultate sotto la media, anche se sarebbero comunque necessarie ulteriori analisi per avvalorare la teoria proposta.

Riguardo la tipologia di tessuto a 0° e 45°, proprio per la presenza di una trama e ordito, vengono evitati fenomeni di scorrimento tra le fibre, riscontrabili invece negli unidirezionali. Infine va detto che generalmente il tessuto plain weave possiede capacità di assorbimento dell'energia migliori, rispetto agli unidirezionali, poiché il carico è sostenuto da un tessuto che ha la particolarità di essere intrecciato, secondo una trama e un ordito, e non solamente da fibre incollate. Infatti, se un unidirezionale esprime alte

capacità di resistenza quando le fibre sono disposte lungo la direzione del carico, trasversalmente tendono invece a ripiegarsi, proprio perché viene sollecitata esclusivamente la matrice, che in questo caso risulta essere, date le sue scarse proprietà meccaniche, l'anello debole dell'insieme. Nel tessuto invece, manca questo punto debole e di conseguenza il carico, necessario a spezzare i vincoli generati dall'intreccio del tessuto stesso, è molto più alto.

Verificheremo, nei capitoli successivi, il comportamento di un tessuto plain weave, quando verrà affrontata la campagna sperimentali, con relative simulazioni.

Essendo l'energia specifica assorbita durante un fenomeno di schiacciamento, il parametro più importante attraverso il quale poter dedurre le performance strutturali del nostro componente, per completare questo paragrafo, definiamo alcune delle sue più importanti caratteristiche:

1. Effetto delle proprietà della fibra sulle capacità di assorbimento dell'energia di un materiale composito:

- Diminuendo la densità della fibra si genera un aumento delle capacità di assorbimento.
- All'aumentare della deformazione a rottura della fibra, cresce la capacità di assorbimento (minor influenza si registra per variazioni legate alla sua rigidità).

2. Effetto della matrice sulle capacità di assorbimento dell'energia di un materiale composito:

- All'aumentare della resistenza alla frattura interlaminare della matrice, G_{Ic} , si ottiene un aumento dell'energia assorbita.
- All'aumentare della deformazione a rottura della matrice si ottiene un aumento dell'energia assorbita. Al contrario l'energia assorbita da fibre di tipo duttile decrescono con l'aumento della deformazione a rottura della matrice.
- Variazioni sulla rigidità della matrice incidono lievemente sulle capacità di assorbimento.

3. Effetto della geometria del provino sulle capacità di assorbimento :

Approssimativamente l'energia specifica assorbita da una struttura ha una dipendenza anche dalla sezione del materiale considerato, e decresce in funzione del seguente ordine: circolare > quadrato > rettangolare, per un dato lay-up e geometria del tubo.

4. Effetto delle condizioni di processo sull'energia specifica assorbita:

Esiste una correlazione fra la velocità di raffreddamento, durante la cura, e resistenza alla frattura. La resistenza alla frattura aumenta con l'aumento della velocità di raffreddamento e quindi provoca un aumento della capacità di assorbimento di energia del materiale composito.

5. Effetto della frazione in volume di fibre sulle capacità di assorbimento:

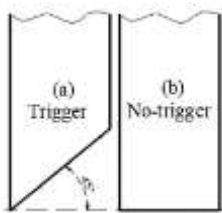
Non è sempre vero, come verrebbe da pensare normalmente, che un aumento del rapporto in volume di fibre comporti necessariamente un miglioramento delle capacità di assorbimento. Una possibile spiegazione potrebbe essere che, aumentando ciò, il volume della matrice presente tra le fibre, calerebbe. Ciò causa un aumento della densità della matrice che porta ad una diminuzione della resistenza interlaminare del composito. Al calare di quest'ultimo parametro, si ha una maggior probabilità di formazione di cricche a bassi carichi, portando ad una diminuzione dell'energia assorbita.

2.2 Analisi dell'influenza dell'elemento trigger sulle prestazioni a crash di travi ondulate

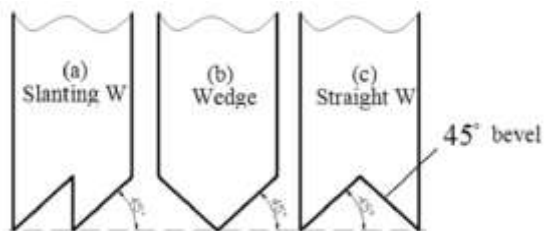
Vista la grande importanza rivestita da questo elemento, si è deciso di dedicare una analisi approfondita sulle tipologie di trigger presenti in letteratura[10] , mettendo in evidenza le diverse prestazioni a crash, in funzione della geometria del trigger adottata. In particolare, l'indagine attuata seguirà esclusivamente un approccio di tipo simulativo in ambiente FEM, evidenziando le prestazioni di una struttura a trave ondulata, in base all'andamento della curva Carico-Spostamento nonché indirettamente, dal valore di energia specifica assorbita(*SEA*), ottenuta attraverso la modifica della geometria del trigger.

Nello specifico consideriamo travi autoportanti del tipo ondulato formate da tessuto Plain weave(*TORAYCA T700/2510*) ,con le seguenti tipologie di trigger:

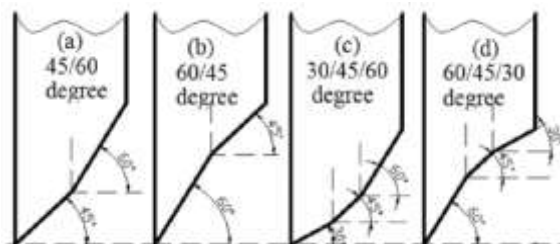
- caso con e senza trigger:



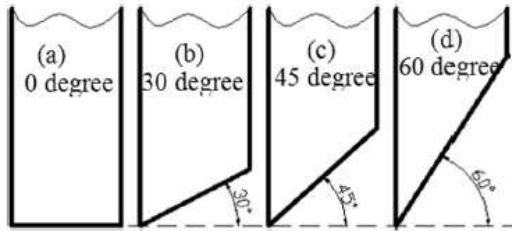
- trigger a cuneo(Wedge) e due tipologie di W-trigger(Slanting e Straight):



- trigger con angoli ibridi:



- effetto del trigger cianfrinato a differente angolatura :



Anzitutto, come dimostrazione effettiva dell'efficacia, e quindi della necessità, della presenza del trigger può essere ripresa la prima figura mostrata sopra, e la figura 10, nelle quali vengono rappresentate le medesime condizioni di schiacciamento, con l'unica differenza che in un caso (a) non è presente il trigger, nell'altro (b) invece sì. Sorprendentemente la condizione di assenza trigger, porta ad un aumento del carico massimo addirittura del 127%, ed un carico stabilizzato inferiore al 63% (Figura 29), rispetto al caso con trigger(45°), nel quale viene assicurato la capacità di collasso in maniera stabile e progressiva, con riduzione del picco massimo di forza. Come diretta conseguenza si ottiene una bassa capacità di assorbimento dell'energia, quantificabile in una perdita del 29%.

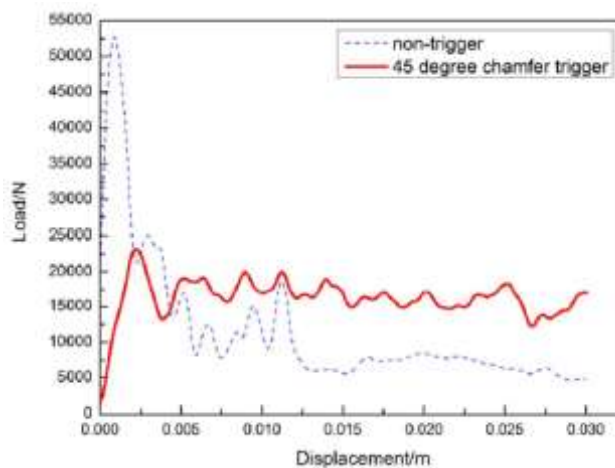


Figura 29: Andamento della curva Carico-Spostamento con(rosso) e senza trigger(tratteggio)

Per quanto riguarda i trigger: *Wedge*, *Slanting* e *Straight*, i risultati(Figura 30) indicano che in termini assoluti, la curva relativa al trigger cianfrinato a 45°, genera ancora un più stabile cedimento rispetto agli altri tre, per quanto riguarda il picco iniziale e la fase di carico stabilizzato, poiché introduce meno fluttuazioni, mantenendosi comunque ad un valore relativamente più alto(alta energia assorbita). Il valore di energia specifica assorbita si attesta intorno ai 68.3 J/g per la configurazione *Slanting*, che risulta, oltretutto, la più penalizzata con un 20.4% in meno rispetto al caso a 45°.

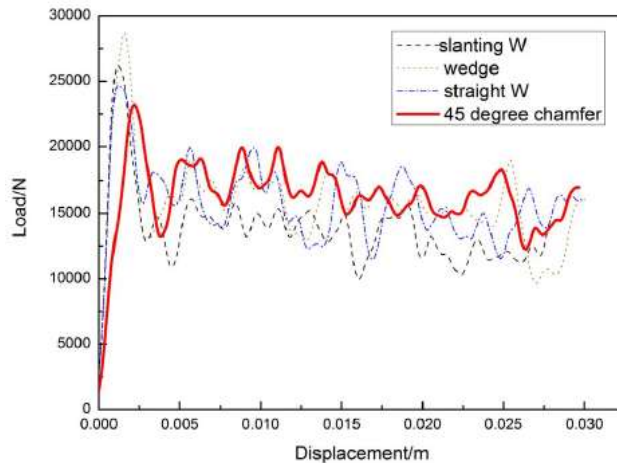


Figura 30: Andamento della curva Carico-Spostamento per le condizioni:

Wedge, Slanting, Straight(tratteggio) e *45° cianfrinato*(rosso)

Infine è da notare, comunque, una leggera differenza in termini di picco massimo raggiunto fra le tre tipologie *Wedge, Slanting* e *Straight*. In particolare i trigger *Straight* e *Slanting* offrono un forza massima più bassa rispetto al trigger *Wedge*. Il beneficio è attribuibile alla specifica configurazione geometrica, definita “aperta”, specialmente per la configurazione *Straight*.

Ora analizzeremo trigger smussati con angoli ibridi(Figura 31). Essi sono formati rispettivamente da due o tre tipi di smussi a differente angolatura, in particolare:

- a) 45°/60°
- b) 60°/45°
- c) 30°/45°/60°
- d) 60°/45°/30°

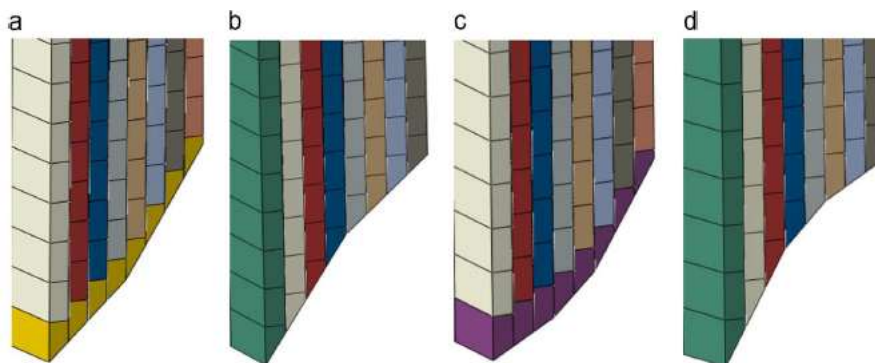


Figura 31: Modello agli elementi finiti rappresentante le diverse tipologie di trigger con angoli ibridi

Le diverse modalità di progettazione dei trigger, fanno sì che possano essere raggruppati in due categorie: quelli aventi superfici convesse(*a,c*), in cui gli angoli sono crescenti lungo lo spessore, e quelli con superfici concave(*b,d*), dove invece si verifica una diminuzione dell’angolo. Attraverso semplici calcoli trigonometrici, che coinvolgono l’angolo considerato ϑ e la sua tangente, è possibile ricavare l’ingombro orizzontale e

verticale del trigger. In figura 32, viene rappresentata la curva Carico-Spostamento per le diverse tipologie di trigger ibridi, e i valori di carico massimo e SEA ottenuti.

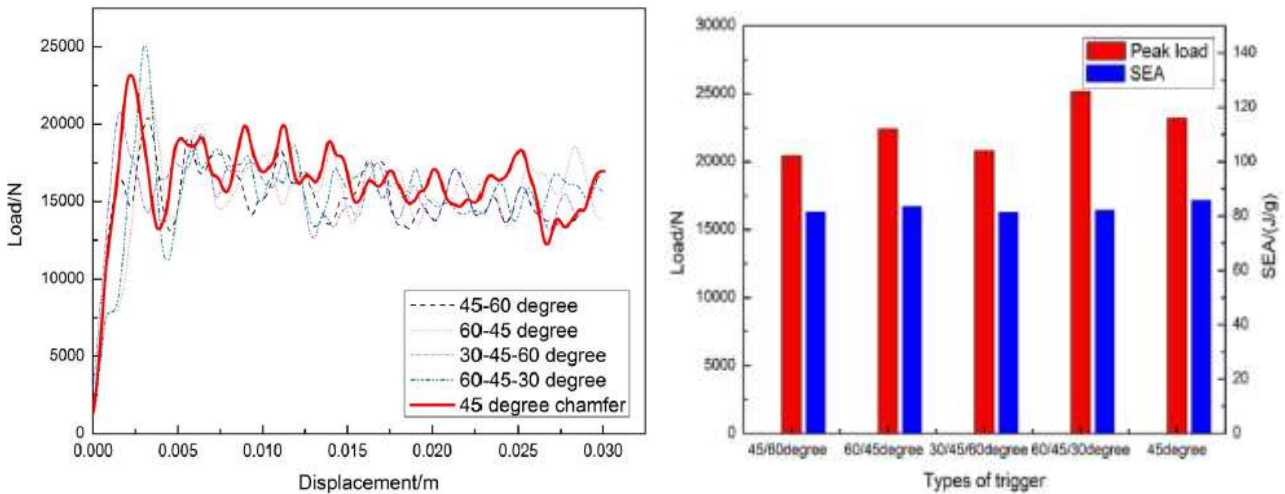


Figura 32: Andamento della curva Carico-Spostamento(sinistra) e valori carico massimo/SEA per le diverse tipologie di trigger ibridi

I risultati mostrano che le configurazioni $a(45^\circ/60^\circ)$, $b(60^\circ/45^\circ)$ e $c(30^\circ/45^\circ/60^\circ)$, riescono a ridurre significativamente il picco massimo del carico, rispettivamente del 13.4%, 10.3% e 3.2%, rispetto al caso di trigger a 45° semplice...diversamente invece, la configurazione concava a $60^\circ/45^\circ/30^\circ$ non sembra essere efficace in ciò. Per quanto riguarda l'energia specifica assorbita non sono rilevabili grandi scostamenti tra le diverse tipologie di trigger. In conclusione è evidente che la tipologia di trigger convessi, in special modo il $45^\circ/60^\circ$, ha le migliori performance in termini di riduzione del carico massimo, rispetto ai trigger concavi, e quindi "potrebbe" essere presa come design strutturale di riferimento in prove crashworthiness. Invito i lettori a non considerare un caso che nella precedente frase venga utilizzato il condizionale...questo perché, estraneandoci per un attimo dall'approccio prettamente simulativo, analizzato fino a questo momento, difficilmente alle macchine utensili sarebbe possibile realizzare trigger con angoli ibridi, oltretutto considerando che le prestazioni in termini assoluti, differiscono di poco dal più accessibile, e decisamente più facilmente realizzabile, trigger a 45° semplice.

Come conclusione di questa indagine sulle tipologie di trigger, facciamo un passo indietro e vediamo cosa succede se consideriamo angoli semplici cianfrinati, che differiscono dal 45° , come per esempio 30° e 60° . In figura 33 ne vengono rappresentate le curve Carico-Spostamento, rendendo chiaro come la differenza sia relativamente piccola, in termini di carico massimo raggiunto e di carico stabilizzato. In particolare la tipologia di trigger a 60° genera un carico massimo del 3% inferiore, con una differenza del 4% in termini di SAE, rispetto agli altri due. L'unica differenza riscontrata riguarda l'influenza a crashworthiness della struttura in composito, che potrebbe leggermente modificarsi.

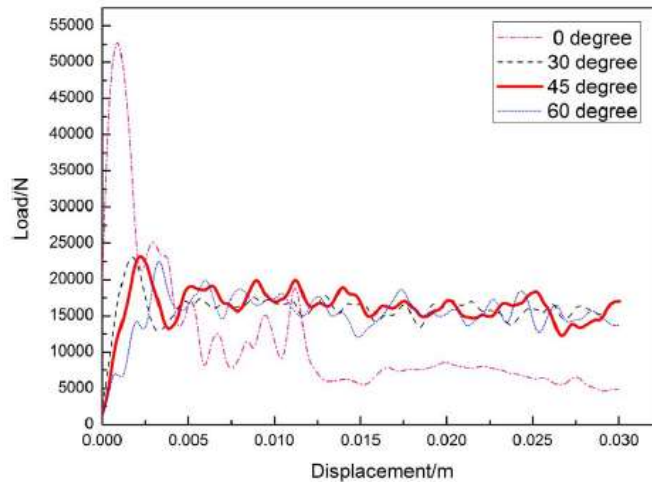


Figura 33: Andamento della curva Carico-Spostamento per trigger cianfrinato a diversi angoli

Talvolta però, soprattutto se le prove sperimentali da realizzare con i provini cominciano a raggiungere un numero non indifferente, conviene adottare tipologie di trigger più “intelligenti”, ovvero che permettano di ottenere un risparmio, nei tempi e costi, per il mancato coinvolgimento di operazioni costose e onerose come la rifinitura alle macchine utensili, per l’ottenimento delle caratteristiche di trigger citate sopra nell’indagine. Tralasciando l’analisi delle prestazioni, è possibile creare un “auto-trigger” [6] direttamente nella fase di laminazione, inserendo pelli concepite proprio in modo da avere resistenza ridotta. Una prima soluzione è quella di introdurre pelli esterne più corte nella direzione trasversale (90°) mantenendo integre quelle in direzione longitudinale (0°), generando una sezione indebolita nel provino (Figura 34).

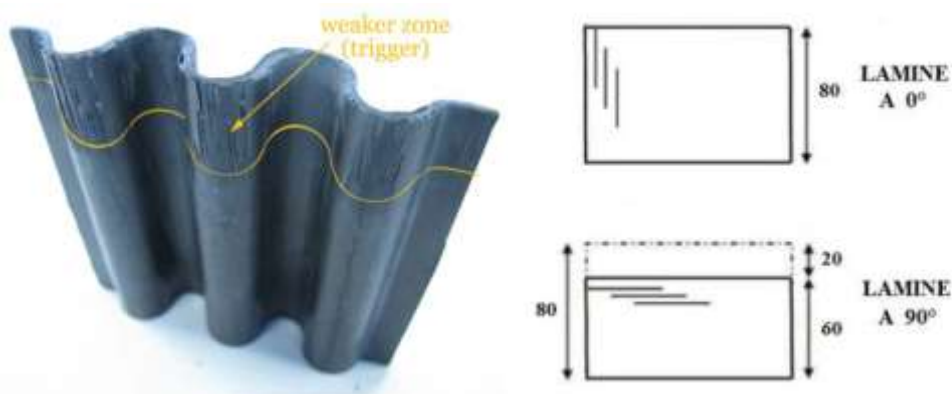


Figura 34: Rappresentazione dell’auto-trigger, ottenuto inserendo pelli più corte alla fine della sequenza di laminazione

Un'altra soluzione, proposta in [14] per l’analisi di strutture trapezoidali in fibra aramidica, sottoposte a test di schiacciamento, potrebbe essere invece quella di inserire internamente, delle pelli precedentemente

interrotte, in modo da ottenere una zona indebolita dalla presenza di un minore numero di lamine che a loro volta sono obbligate a riadattarsi, incurvandosi, per andare a coprire tale mancanza (Figura 16).

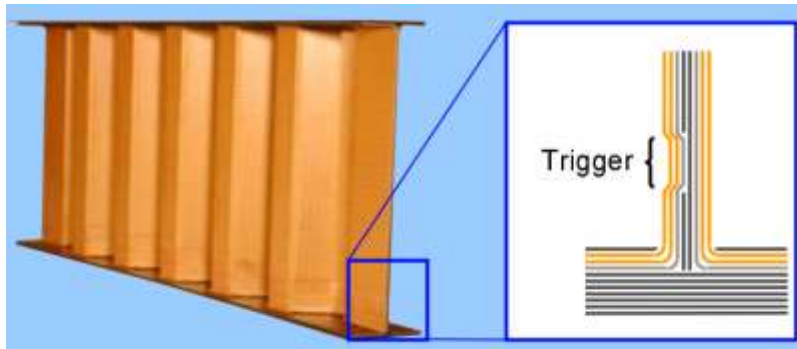


Figura 35: Trigger ottenuto eliminando una striscia dalle pelli centrali[14]

2.3 Analisi della sensitività dei parametri coinvolti durante la simulazione a schiacciamento (crash test)

Per poter definire correttamente un modello numerico all'interno di un software FEM (LS-DYNA), è necessario impostare un ampio numero di parametri, sperimentali e logici, indispensabili ai fini di una simulazione più coerente possibile, che coinvolgono parametri intra-ply, ma anche di tipo inter-ply. In questo paragrafo andremo a dimostrare, attraverso lo studio di [9], per i tessuti, e [15], per gli unidirezionali, come una impostazione errata di alcuni di questi parametri, comprometta l'affidabilità della simulazione, generando valori della curva Carico-Spostamento molto diversi dal caso sperimentale preso a riferimento; L'indagine svolta interesserà la sensibilità alla variazione che i più importanti parametri che definiscono il modello, mostrano, nel momento in cui, preso un valore numerico come riferimento, e si provi a modificarne lo stato, come ciò si ripercuota sulla curva Carico-Spostamento.

L'analisi sulla sensitività toccherà diversi parametri, che, per semplificazione, suddivideremo in categorie:

- *Metodi di meshing* $\left\{ \begin{array}{l} - \text{dimensione della mesh} \\ - \text{tipologia di allineamento} \end{array} \right.$
- *Parametri di danno* $\left\{ \begin{array}{l} - \text{variabile di danno massimo } d_{max} \end{array} \right.$
- *Proprietà del materiale* $\left\{ \begin{array}{l} - \text{termini legati alla resistenza} \\ - \text{moduli di elasticità} \end{array} \right.$
- *Coefficiente di attrito* $\left\{ \begin{array}{l} - \text{provino} \backslash \text{piano rigido} \\ - \text{layer} \backslash \text{layer} \end{array} \right.$
- *Scelta della tipologia di filtro*
- *Scelta della velocità di schiacciamento*

Per questa analisi considereremo un provino ondulato composto da tessuto Torayca T700/2510. Il lay-up prevede 8 plies, secondo una sequenza di impilamento $[0/90]_{2s}$, mentre per la scelta del trigger è stato preso il 45° cianfrinato.

DIMENSIONE DELLA MESH

Il parametro riguardante la dimensione della mesh, risulta molto suscettibile quando si ha a che fare con analisi di tipo esplicite. In particolare si cerca una calibrazione che tenga conto dell'accuratezza e costi computazionali. Per dimostrare ciò consideriamo una simulazione in cui, mantenendo costanti tutti gli altri parametri, vengano considerate tre tipologie di mesh aventi dimensioni differenti, definite:

- *Grossolana* (1.855 mm x 1.270 mm) → 2 ore di simulazione
- *Media* (0.927 mm x 0.544 mm) → 5 ore di simulazione
- *Fine* (0.618 mm x 0.448 mm) → 15 ore di simulazione

Quello che sicuramente si nota immediatamente, riguarda il tempo di simulazione, che risulta crescente al diminuire delle dimensioni della mesh. Per quanto riguardano gli effetti che la variazione della mesh

causano sul grafico Carico-Spostamento(figura35), notiamo che, nonostante le pendenze iniziali siano molto simili, la tipologia grossolana e fine non raggiungono mai una condizione di stabilità, a seguito del picco iniziale. Per la mesh grossolana ciò è dovuto alla sua eccessiva dimensione. Infatti a seguito del cedimento di una fila di mesh per il superamento delle condizioni di rottura, è presente una distanza non indifferente, prima che la seconda fila torni a contatto con il piano di schiacciamento, generando instabilità e continue fluttuazioni. L'effetto è ancora più marcato in figura 36 [15],dove oltretutto è possibile notare come una mesh di questo tipo non riesca a rappresentare con una corretta approssimazione, l'andamento delle forme del provino. Per la mesh fine invece, le fluttuazioni sono semplicemente causate da una non corretta messa a punto degli altri parametri, per esempio quello relativo all'eliminazione della mesh(d_{max}) essendo stati calibrati per la configurazione di riferimento: mesh media. L'effetto sull'energia assorbita, e quindi di rimando anche sull'energia specifica assorbita, risulta drammaticamente importante, anche per quanto riguarda la capacità di catturare le caratteristiche globali di cedimento. Infatti si è constatato che una mesh grossolana è stata capace di mostrare solo buckling locale, rottura della matrice e delaminazioni, mentre quella fine anche lo splying mode, scollamento fibra-matrice ed i detriti della matrice.

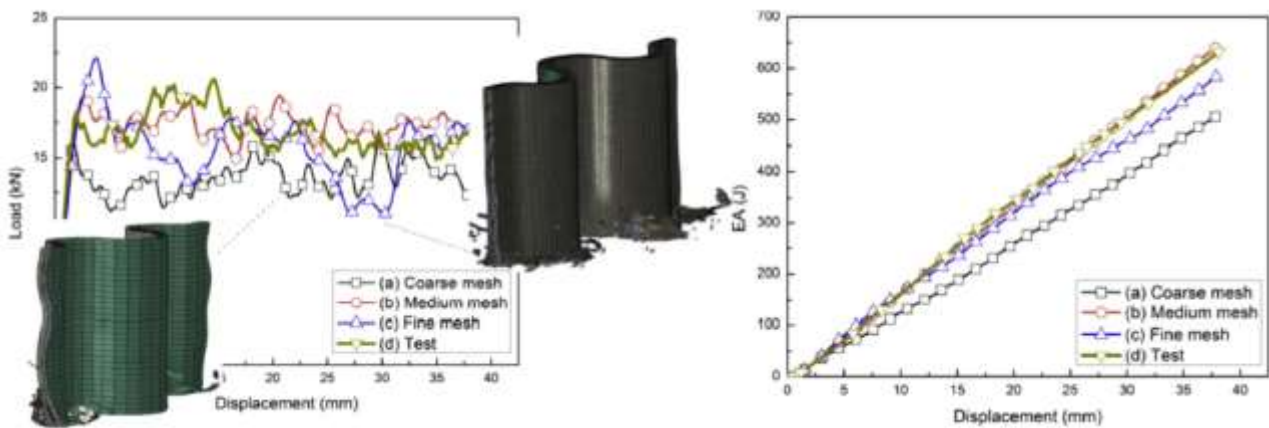


Figura 35: Andamento della curva Carico-Spostamento in funzione di una differente tipologia di mesh (caso di provino formato da tessuto plain weave).

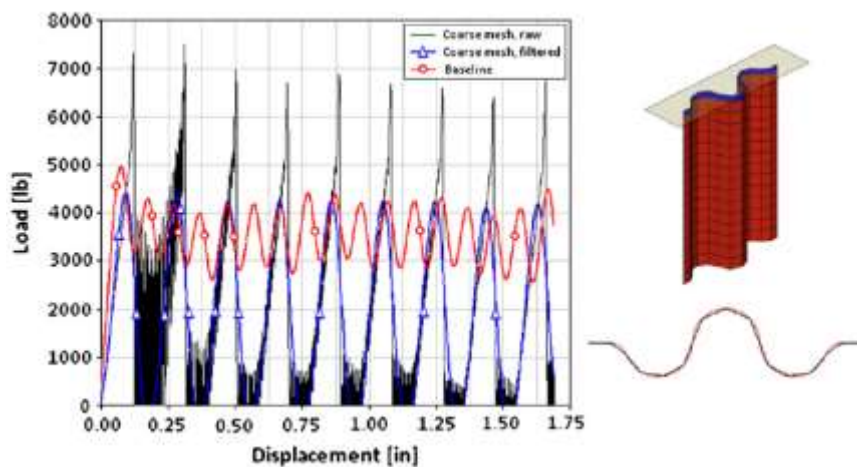


Figura 36: Andamento della curva Carico-Spostamento in funzione di una differente tipologia di mesh (caso di provino formato da unidirezionale). [15]

TIPOLOGIA DI ALLINEAMENTO DELLA MESH

Nella ricerca di un cedimento con caratteristiche più stabili possibili, una possibile strategia utilizzabile, rispetto a quella classica, potrebbe essere quella di sfruttare un disallineamento delle mesh, ottenuta attraverso una traslazione verticale di ogni lamina lungo lo spessore del provino. In questo modo individueremo due configurazioni:

- mesh Allineata(classica configurazione)
- mesh Interlacciata

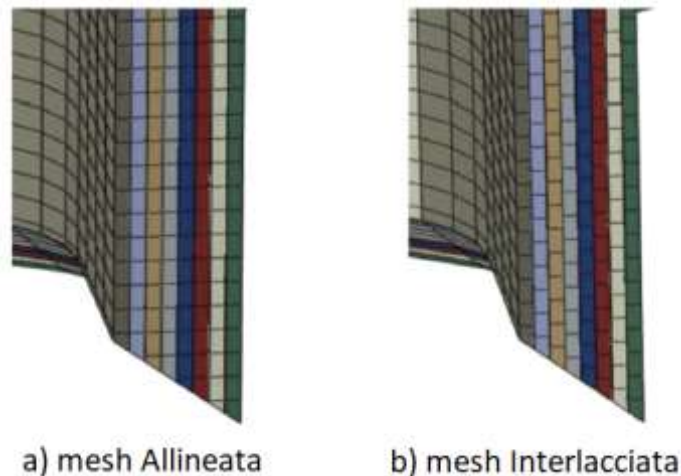


Figura 37: Differente posizionamento dei layer

Il vantaggio di una configurazione Interlacciata, risiede sulla limitazione del fenomeno delle fluttuazioni del carico(figura 38), dovuto al fatto che, a seguito del cedimento di una fila di mesh lungo lo spessore del provino, quella successiva è già pronta ad entrare in contatto con il piano di schiacciamento, evitando quei piccoli gap che generano instabilità e fluttuazioni.

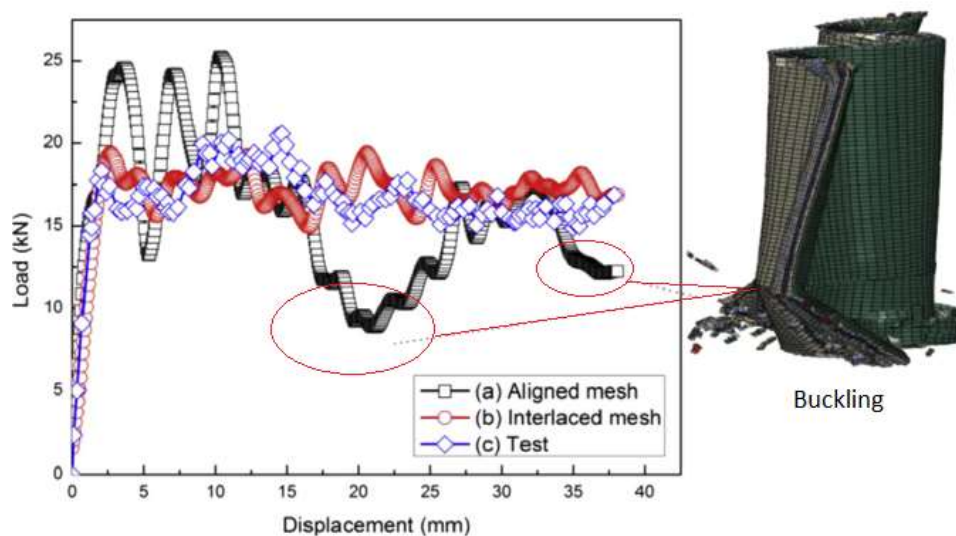


Figura 38: Andamento carico-spostamento in funzione della configurazione allineata(curva nera) ed interlacciata(curva rossa)

VARIABILE DI DANNO MASSIMO d_{max}

E' un parametro molto importante che controlla l'eliminazione della shell del provino, a seguito del raggiungimento delle condizioni massimo di danno. La sua determinazione non è immediata, e dipende da un processo "trial and error". La figura 39 sottostante, mostra come le curve Carico-Spostamento si comportano al variare di questo parametro, mostrando come per valori compresi tra [0,1] si ha un drammatico effetto sull'efficacia della simulazione.

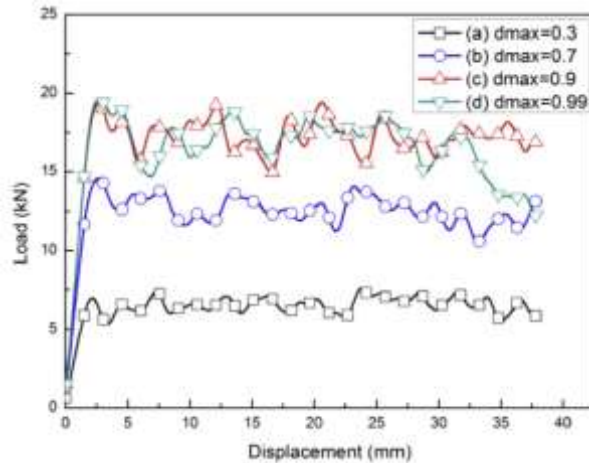


Figura 39: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variabile di danno d_{max}

All'aumentare di questo parametro si realizza un aumento del picco massimo, mentre per quanto riguarda il carico stabilizzato, tutte le tipologie risultano senza troppe fluttuazioni. Il valore $d_{max}=0.9$ risulta essere il più efficace nel promuovere un SEA migliore.

PROPRIETA' DEL MATERIALE

Ora analizzeremo come si comporta la curva Carico-Spostamento, alla variazione dei parametri di resistenza per fibra e matrice, che coinvolgono sollecitazioni a trazione, compressione e taglio. Identifichiamo per ogni tipo di sollecitazione, un valore di riferimento, dal quale poter partire ad analizzare le variazioni che sottopongono ad incremento/decremento dello stesso:

- $X_T=911.3\text{MPa}$, $X_C=704\text{MPa}$: resistenza a trazione e compressione delle fibre
- $Y_T=770.1\text{MPa}$, $Y_C=698.2\text{MPa}$: resistenza a trazione e compressione della matrice
- $Y_S=131.6\text{MPa}$: resistenza a taglio della matrice

Dalla figura 40 è possibile constatare come variare la resistenza a trazione delle fibre(X_T,Y_T), dal suo valore di riferimento, non comporti alcun cambiamento significativo nel grafico Carico-Spostamento ed in quello dell'energia assorbita, indicando come quest'ultimo possa essere considerato un parametro non influente.

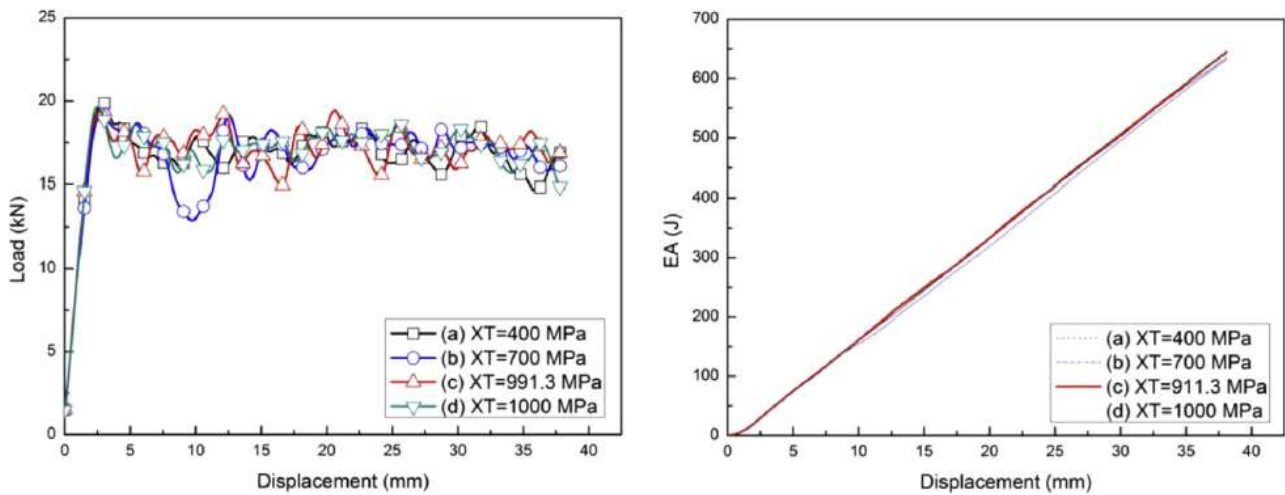


Figura 40: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione della resistenza a trazione delle fibre

La stessa considerazione viene fatta con il termine legato alla resistenza a trazione della matrice(Figura 41)

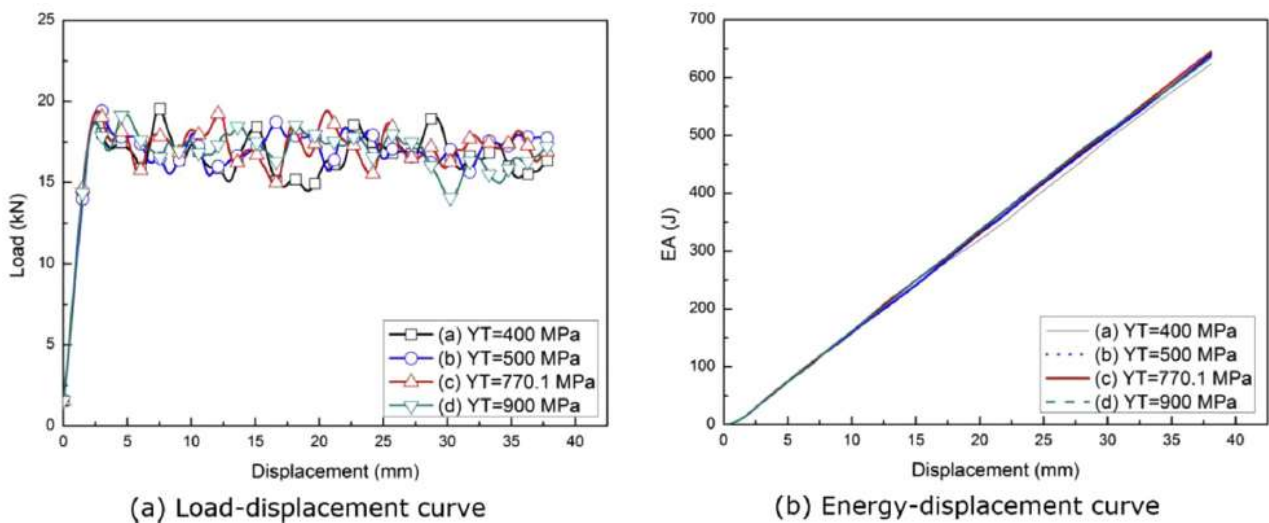


Figura 41: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione della resistenza a trazione della matrice

Diversamente invece accade quando si parla di sollecitazione a compressione per le fibre(XC,YC), che risultano molto importanti considerando per l'appunto fenomeni di schiacciamento. Dal grafico Carico-Spostamento(figura 42) è possibile constatare come questo parametro abbia una notevole influenza sulle caratteristiche del picco massimo e del carico stabilizzato; in particolare al calare di questo valore si palesano le peggiori condizioni, viceversa le performance aumentano, ottenendo condizioni ottimali anche dal punto di vista dell'efficienza di schiacciamento. Anche dall'osservazione dell'andamento dell'energia assorbita si manifesta lo stesso trend, suggerendo come la sollecitazione a compressione delle fibre sia una modalità di cedimento dominante. Le medesime considerazioni valgono anche per il caso della matrice(figura 43)

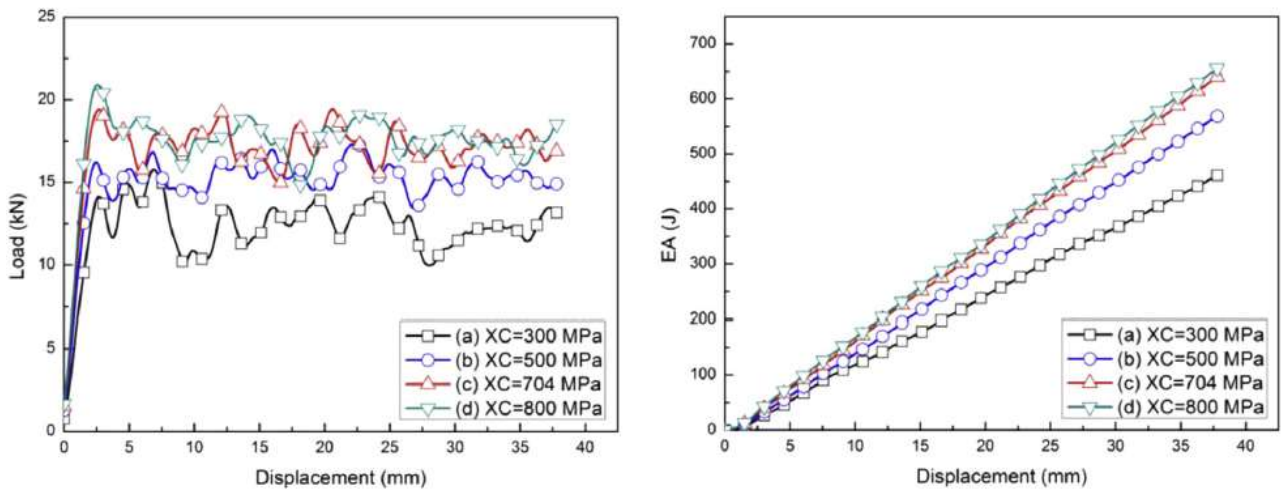


Figura 42: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione della resistenza a compressione delle fibre

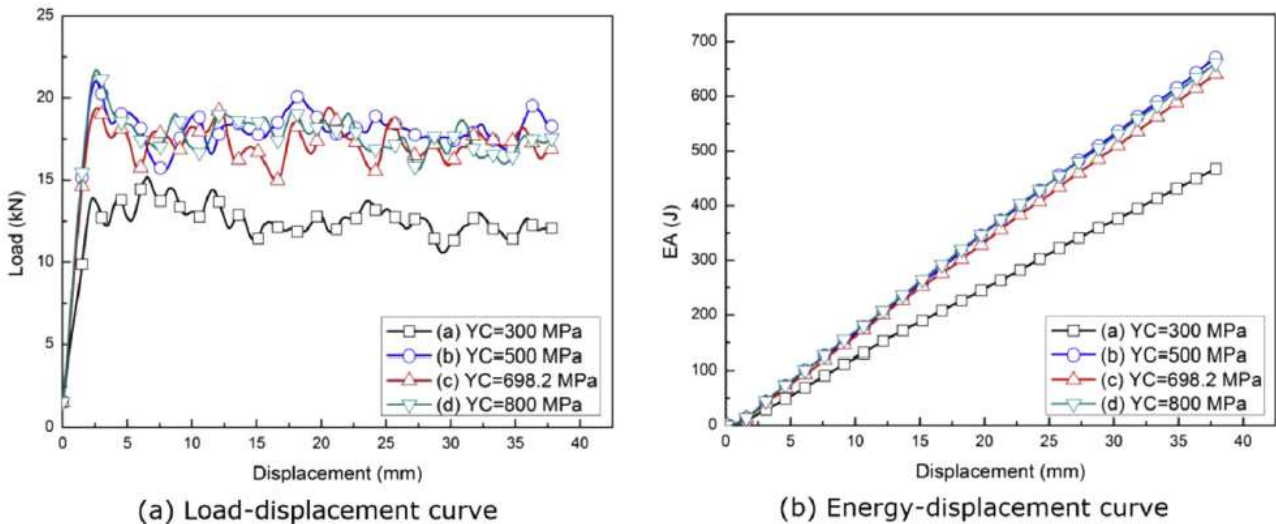


Figura 43: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione della resistenza a compressione della matrice

Molto importante è quello che accade quando si considerano sollecitazioni a taglio; fino a questo momento le considerazioni dedotte, appartenevano ad un caso di studio con provino caratterizzato da tessuto, non sono stati menzionati gli unidirezionali semplicemente per il fatto che non si denotano variazioni importanti negli andamenti dei parametri analizzato sino a questo momento. Ora però, proprio attraverso questo parametro YS, per la differente costituzione delle due tipologie di compositi, è possibile fare una comparazione. In particolare si nota che la sensibilità alla variazione della resistenza a taglio è poco percepibile(figura 44), proprio per la presenza di un tessuto, che ,essendo costituito da fibre in trama ed ordito, conferisce un certo grado di vincolato. Diversamente invece accade se consideriamo compositi unidirezionali, dove abbiamo una forte ed inaspettata influenza del valore sulla curva Carico-Spostamento(figura 45). Aumentando il valore(unità ksi) al di sopra di quello di riferimento, anche del doppio, non si notano differenze rilevanti; diversamente accade invece quando consideriamo valori di poco

più bassi di quello di riferimento(nel caso in esame inferiori a 1034MPa), si generano forti instabilità, con pericolo di buckling.

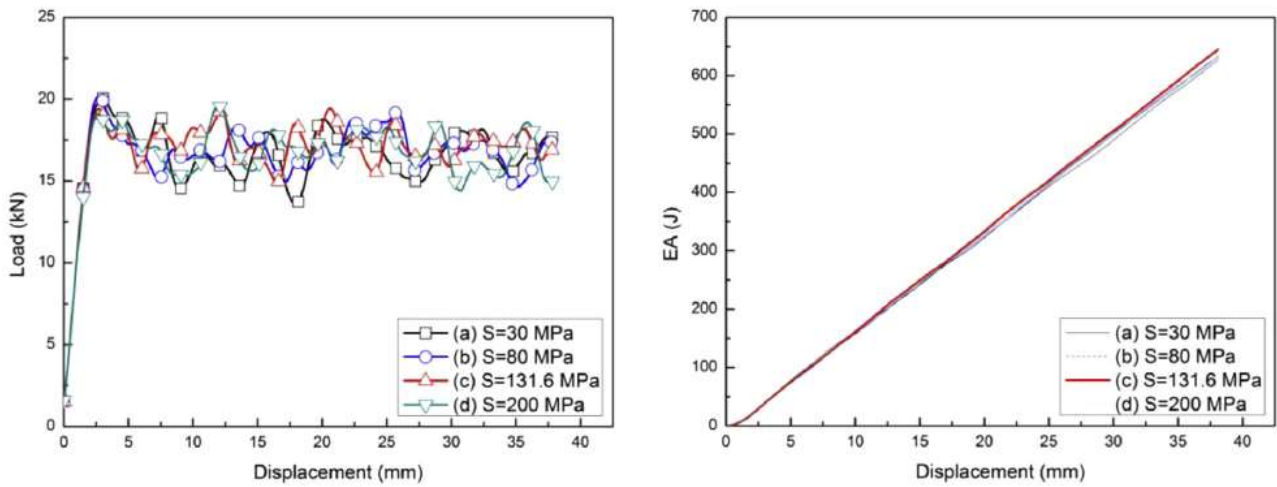


Figura 44: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione della resistenza a taglio del tessuto

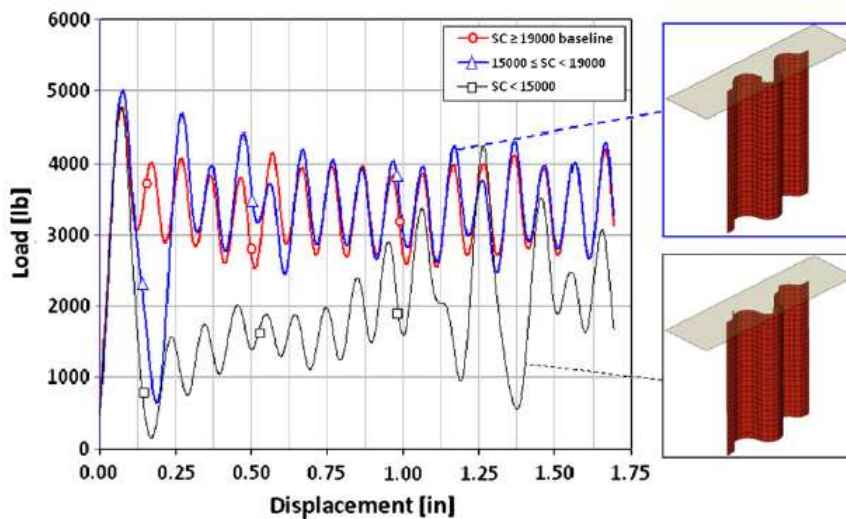


Figura 45: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione della resistenza a taglio di un unidirezionale [15]

Per quanto riguarda invece la variazione della curva Carico-Spostamento al variare dei moduli di elasticità:

- E_{11} : modulo di elasticità longitudinale(ordito)
- E_{22} : modulo di elasticità trasversale(trama)
- G_{12} : modulo di elasticità tangenziale

non sono da rilevare particolari comportamenti eccetto per valori molto bassi, dove l'energia assorbita subisce un calo nettamente rilevabile.

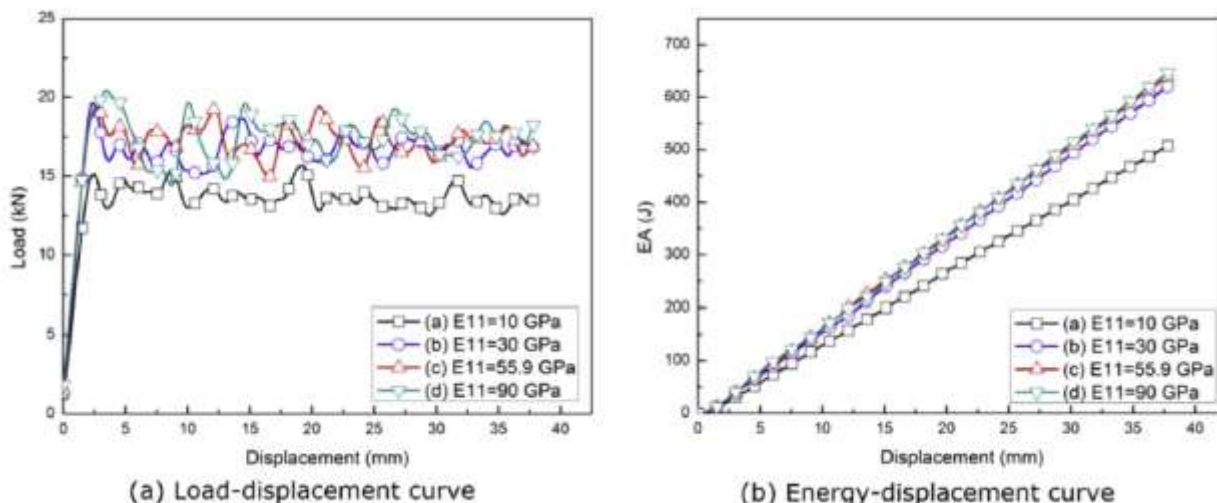


Figura 46: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione del modulo di elasticità longitudinale.

COEFFICIENTE DI ATTRITO

Il coefficiente d'attrito, tra il provino ondulato ed il piano di schiacciamento, gioca un ruolo molto importante, influenzando pesantemente la modalità di cedimento durante la prova. Dalla figura 47 risulta evidente come la crescita del coefficiente di attrito dal valore di riferimento, $u=0.12$, modifica la curva Carico-Spostamento e l'energia assorbita, aumentando leggermente. La condizione peggiore si realizza invece quando non viene considerato questo parametro all'interno del software, cioè posto $u=0$, producendo un continuo decremento del carico all'aumentare dello spostamento, sino al verificarsi delle condizioni di cedimento catastrofico.

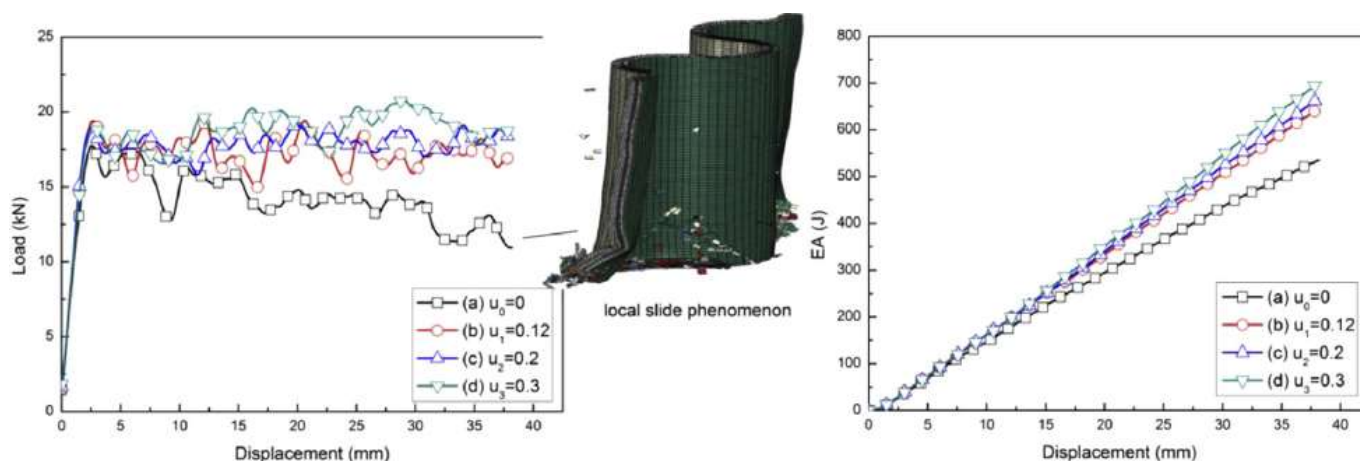


Figura 47: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione del coefficiente di attrito tra provino e piano di schiacciamento

Ora invece consideriamo il comportamento della curva carico-spostamento al variare del coefficiente di attrito fra i layer. Osservando la figura 48, a partire dal valore di riferimento $U=0.3$, non sono riscontrabili eccessive differenze per quanto riguarda il carico stabilizzato dei termini non nulli (infatti anche in questo caso porre il coefficiente di attrito uguale a zero porta ad un costante calo della curva), mentre per quanto

riguarda la fase successiva al picco massimo, si notano alcune pericolose fluttuazioni per i valori diversi da quello di riferimento. Ciò lascia intuire come la scelta corretta di questo parametro, a monte di un processo "trial and error", sia molto importante al fine di evitare fenomeni di buckling.

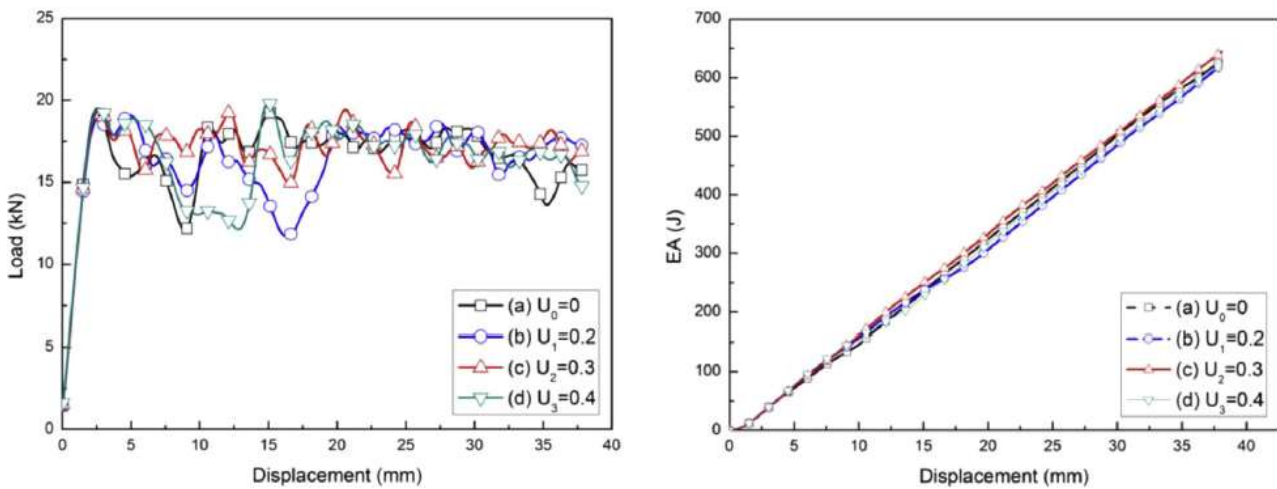


Figura 48: Andamento della curva carico-spostamento in funzione della variazione del coefficiente di attrito tra i vari layers.

SCelta DELLA TIPOLOGIA DI FILTRO

La scelta della tipologia di filtro risulta molto importante, per evitare possibili alterazioni del comportamento della curva Carico-Spostamento(Figura49). Normalmente vengono utilizzati filtri appartenenti alla tipologia passo-basso, perché consentono di smorzare le numerose fluttuazioni derivanti dal segnale grezzo, dall'altra parte però bisogna fare attenzione alla frequenza scelta per effettuare questo compito, poiché potrebbero venir mascherati importanti fenomeni fisici, come la pendenza iniziale della curva o il picco massimo. In figura si nota come un filtro a frequenza troppo bassa o troppo alta, non riesca a visualizzare le caratteristiche citate precedentemente. La scelta ricade in un 600Hz, filtro che in letteratura viene utilizzato molto frequentemente in analisi di schiacciamento. Per quanto riguarda invece il valore di carico misurato nella condizione iniziale, si nota che, nonostante non sia stato realizzato alcuno spostamento, il filtro restituisce un valore non nullo del carico. Questo fenomeno è puramente matematico, e non fisico.

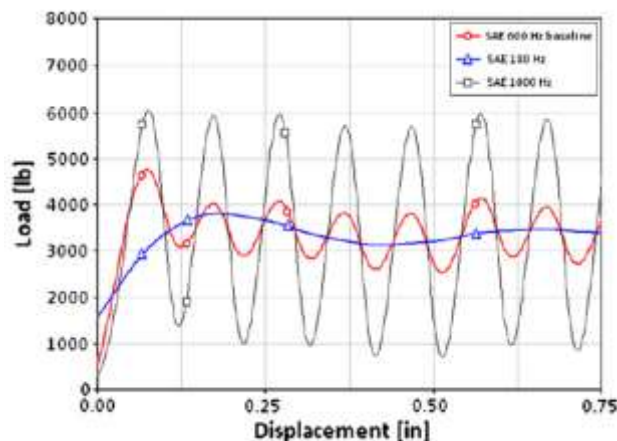


Figura 49 : Andamento della curva carico-spostamento in funzione della scelta del filtro passa basso

SCELTA DELLA VELOCITA' DI SCHIACCIAMENTO

Analizziamo cosa succede alla curva Carico-Spostamento, a seguito di una netta variazione della velocità con la quale viene effettuato il test di schiacciamento. Dalla figura sottostante si può osservare come una netta modifica della velocità, partendo da una condizione pari a 38.1 mm/s (1.5 in/s) per il test sperimentale, per arrivare sino a 3810 mm/s (150 in/s) in ambiente simulativo, non generi un discostamento fra le diverse curve Carico-Spostamento. Questo risulta molto importante in ottica di riduzione dei tempi computazionali del software. Infatti, se per una simulazione a 38.1 mm/s sono necessari 164 min di simulazione, per 3810 mm/s ne abbiamo solamente 96 s. Una notevole riduzione dei tempi, mantenendo comunque inalterate le caratteristiche della curva carico-spostamento. Va detto comunque che velocità di esecuzione troppo elevate generano fenomeni inerziali sempre più alti, che potrebbero modificare la risposta del provino.

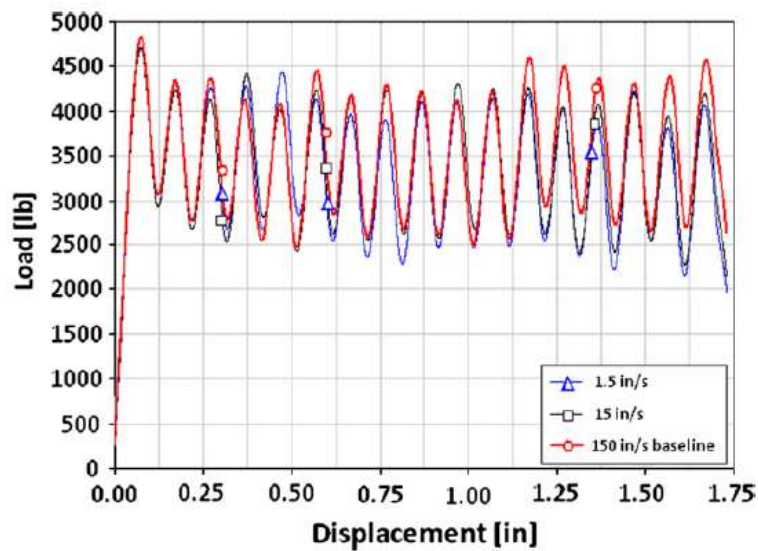


Figura 50: Andamento della curva carico-spostamento al variare della velocità di schiacciamento[15].

Capitolo 3

DESCRIZIONE DEI MODELLI NUMERICI

Come accennato nel precedente capitolo, avvalersi di simulazioni agli elementi finiti, che sfruttano modelli matematici opportunamente validati, permette di ridurre significativamente i costi e tempi di sviluppo, per la realizzazione di un nuovo componente. L'utilizzo di modelli numerici implementati in questa tesi, garantiscono di simulare il comportamento macroscopico della struttura, progettata secondo i canoni della crashworthiness. Lo scopo del modello, non è pertanto di simulare cosa succede in ogni singola lamina della struttura in composito, o all'interfaccia di ogni strato, bensì esprimere i risultati di una sua interazione a livello globale, verso specifiche condizioni esterne di carico (di tipo statico o dinamico), predicendone la modalità di rottura, in maniera da ottenere un valore approssimativo sulle capacità di assorbimento. Per fare ciò la strada da seguire risulta essere molto complessa, soprattutto nel caso in cui si abbandona l'analisi dei più noti materiali metallici, a favore di elementi in composito, i quali, non solo risultano non omogenei nelle varie direzioni spaziali, ma presentano anche molteplici modalità di rottura, che spesso coesistono durante il cedimento del componente e riguardano la sfera della micromeccanica. Inoltre al software è richiesta la capacità di svolgere tutte le indagini con un adeguato numero di elementi usati nella simulazione, in modo che questa possa essere conclusa in un tempo di calcolo ragionevolmente accettabile. Infatti spesso l'ordine di grandezza del componente in esame è in metri o decimetri mentre la grandezza dell'elemento, in ambiente simulativo agli elementi finiti (FEM), è misurata in millimetri: non solo, spesso si chiede alla simulazione la previsione di fenomeni, come le delaminazioni, che si innescano inizialmente con dimensioni delle decine di micrometri; potendosi così configurare simulazioni molto onerose dal punto di vista computazionale. Per cui in questo capitolo sarà data maggiore enfasi allo sviluppo di metodi numerici con tecniche agli elementi finiti (FE). La soluzione proposta è quella di utilizzare un modello a meso-scala basato sulla meccanica del danneggiamento continuo ("*Continuum Damage Mechanic*", CDM), adatto ad un'implementazione in codici agli elementi finiti espliciti, supponendo che questo sia il collegamento tra micro-scala e macro-scala.

In particolare, l'obiettivo di questa tesi sarà quello di approfondire:

- *Modello Johnson, Pickett, Rozycki (Ply Model 7)* (sviluppato a partire dal modello di Ladeveze, applicabile su compositi con fibre unidirezionali)[2];

utilizzato per la rappresentazione della singola lamina costituita da tessuto *Plain weave*, cioè da fibre di carbonio intrecciate fra loro secondo uno specifico schema di trama e ordito (Figura 51), andando ad analizzare il grado di approssimazione dei dati, ottenuti sperimentalmente durante i test in laboratorio. In letteratura erano già stati sviluppati lavori con tematiche simili, anche se la maggior parte rivolti all'analisi di compositi caratterizzati da fibre unidirezionali[6].

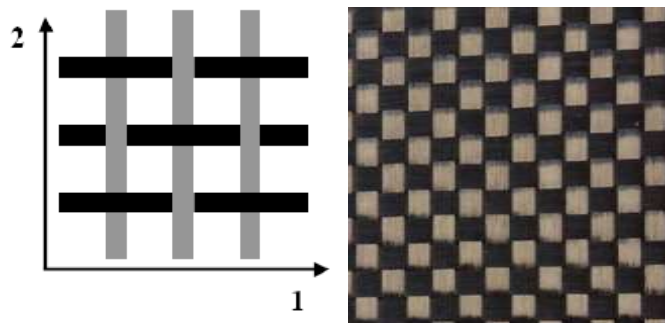


Figura 51: Modello di un tessuto plain weave

Infine per quanto riguarda la definizione delle caratteristiche degli elementi coesivi, verrà utilizzato il modello di *Pickett* (contenuto nel *Material Type 303*)[2].

In *VPS Pam-crash*, il modello numerico riguardante il layup del composito può essere implementato utilizzando un approccio del tipo “multi-layered shell”, dove ad una singola lamina corrispondono tutti i sub-laminati, oppure “single-layered shell”, dove al contrario, viene considerato l’impilamento di ogni singola lamina. La prima soluzione ha il beneficio di realizzare un veloce e facile setup dei parametri del software; la seconda invece risulta più complessa, poiché viene considerata anche la presenza degli elementi coesivi, cioè quegli elementi che fungono da collegamento tra ogni lamina, costituendo le proprietà dell’interfaccia. La differenza tra i due casi risiede nella difficoltà di rappresentazione dei metodi di separazione tra le lamine, nonché le forze relazionate a ciò, per il caso multi-layered shell; nonostante ciò rimane preservata la capacità di ottenere in output valori di tensione e deformazione per ogni lamina, stessa cosa per le caratteristiche di danneggiamento. Il danneggiamento della lamina e dell’interfaccia di delaminazione è essenzialmente descritto da parametri scalari (d) che rappresentano la riduzione dei moduli di elasticità, sotto diverse condizioni di carico, e dovuta al micro-danneggiamento presente all’interno del componente. Siccome la rappresentazione visiva della modalità di cedimento, rappresenta un importante elemento di valutazione per la corretta correlazione fra simulazione e test sperimentale, si è deciso di simulare tutti i casi attraverso un approccio più simile al single-layered shell, con almeno due interfacce di delaminazione. Infine tutte le simulazioni saranno portate a termine con le stesse proprietà in merito alla carta del materiale adoperata nel software ed al metodo numerico, in questo modo si eliminano le incertezze che potrebbero verificarsi durante la calibrazione del modello e l’analisi dei risultati.

3.1 Modello analitico di una lamina costituita da tessuto

Il software ESI Pam-crash permette di introdurre diversi modelli di danneggiamento della lamina, suddivisi per l’applicabilità a compositi in tessuto o unidirezionale. Il modello utilizzato per descrivere il comportamento di un tessuto, si basa sull’articolo scientifico scritto da *Johnson, Pickett* e *Rozycki*, dell’ottobre 2000[16], e corrisponde ad una globale ed omogeneizzata descrizione delle due fasi del composito: rinforzo e matrice. La caratteristica “globale” del modello(global ply model) impone che la lamina venga considerata come se fosse un materiale omogeneo, cioè priva di distinzione fra le due fasi di fibra e matrice(le due fasi non vengono considerate separatamente). Siccome il modello analitico per la descrizione dei tessuti risulta essere un sotto-modello, ricavato a partire da quello di *Ladevèze* per gli

unidirezionali[17], circa un decennio prima...risulta doveroso illustrarlo, cosicché sia possibile da parte del lettore, coglierne le similitudini e differenze principali.

Prima di iniziare con la trattazione analitica del modello risulta doveroso definire le proprietà di tipo ortotropiche del composito, che verranno considerate per tutta la trattazione.

3.1.1 Definizione delle proprietà ortotropiche

Una lamina di composito, con rinforzo unidirezionale o bidirezionale, è un elemento eterogeneo essendo la sua composizione praticamente variabile da punto a punto. Dal punto di vista macroscopico, cioè considerando una scala più grande rispetto alla dimensione delle fibre, essa può però considerarsi omogenea. In questa scala, inoltre, essa esibisce un comportamento meccanico anisotropo, in particolare ortotropo[18]. Si ricordi che un materiale si dice anisotropo quando le sue caratteristiche variano continuamente con la direzione considerata. In particolare se il materiale ammette tre piani di simmetria mutuamente ortogonali, esso si dice ortotropo (ortogonalmente anisotropo) ed i piani di simmetria sono anche detti piani di ortotropia. In una lamina di composito tali piani sono individuati dal piano medio della lamina e dai piani, a questo ortogonali, paralleli alle due direzioni principali (direzione delle fibre e direzione ortogonale per rinforzo unidirezionale, direzioni delle fibre per rinforzo bidirezionale). Per comprendere meglio la differenza tra un materiale anisotropo generico ed uno ortotropo è utile considerare, per esempio che l'applicazione di un carico di trazione ad un elemento di forma cubica in materiale anisotropo, produce deformazioni e scorrimenti lungo tutti i lati dell'elemento. Ciò si verifica indipendentemente dalla particolare direzione di applicazione del carico. Se invece il materiale anisotropo è in particolare ortotropo, allora esistono tre direzioni mutuamente ortogonali (direzioni principali o assi naturali del materiale) tale che l'applicazione di uno sforzo normale (trazione o compressione) in tali direzioni produce, come per un isotropo, deformazioni lineari nelle tre direzioni principali, mentre sono nulle le distorsioni nei piani da queste individuati. Ciò è immediata conseguenza della simmetria del materiale e della sollecitazione applicata.

Perciò è possibile definire delle coordinate ortotropiche, a cui si farà, d'ora in avanti, riferimento(figur 52).

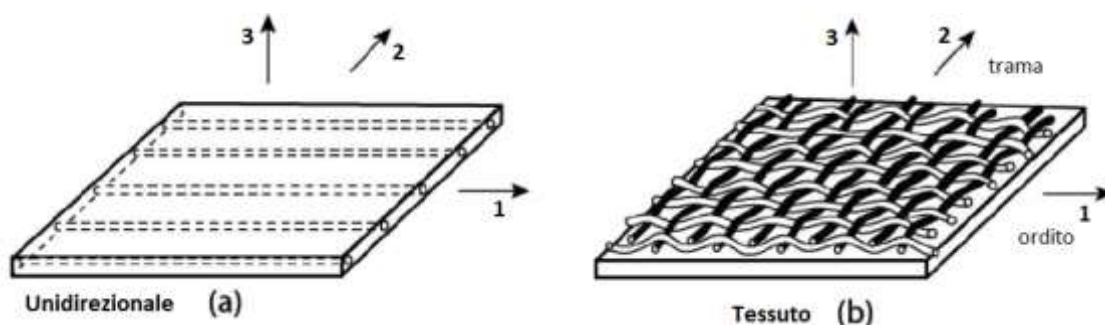


Figura 52 : Direzioni ortotropiche della lamina: (a) unidirezionale e (b) tessuto *Plain weave*

Considerando la lamina formata da tessuto, abbiamo che la direzione 1 e 2, corrispondono alle direzioni delle fibre, rispettivamente in ordito e trama, mentre la direzione 3 è orientata perpendicolarmente alle altre due. Questi modelli (Johnson,Pickett,Rozycky e Ladevèze) permettono la considerazione di alcuni danneggiamenti, visibili sperimentalmente:

- La rottura delle fibre in direzione 1 (anche direzione 2 per i tessuti) se caricati a trazione o compressione;
- Capacità di rilevazione del fenomeno di scollamento tra fibra e matrice(*debonding*), nonché *micro-cracking* della matrice durante sforzi tangenziali;
- Comportamento elasto-plastico della matrice;
- Sensibilità alla velocità di deformazione;

3.1.2 Il modello di danno continuo di Ladevèze

Alla base del modello modificato di Ladevèze [17], viene considerato l'effetto delle proprietà elastiche del materiale, attraverso una riduzione del modulo di Young, per descriverne il suo deterioramento in seguito a fenomeni di carico esterni. La relazione costitutiva del modello è definibile grazie alla matrice di cedevolezza, S , secondo la relazione:

$$\varepsilon^e = [S]\sigma$$

dove $\sigma = (\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33})^T$ e $\varepsilon^e = (\varepsilon_{11}^e, \varepsilon_{22}^e, \varepsilon_{33}^e)^T$, rappresentano rispettivamente i vettori tensione e deformazione elastiche. Da cui in forma matriciale:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{11}^e \\ \varepsilon_{22}^e \\ \varepsilon_{33}^e \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0(1-d^f)} & \frac{-\nu_{12}}{E_{11}} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{E_{22}^0(1-d')} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0(1-d)} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{pmatrix}$$

dove E_{10} e E_{20} rappresentano i moduli di Young iniziali, cioè quando il danneggiamento è nullo, ed allo stesso modo G_{12}^0 rappresenta il modulo di elasticità tangenziale iniziale. Il coefficiente di Poisson, ν_{12} , è considerato costante durante il danneggiamento.

Il modello della lamina introduce tre parametri scalari:

- d^f : rappresenta il danneggiamento delle fibre dovuto ad uno sforzo normale in Direzione 1.
- d' : quantifica il danneggiamento dovuto al micro-cracking della matrice parallelo alla direzione delle fibre, causato da una sollecitazione di trazione in Direzione 2.
- d : descrive il danneggiamento rappresentativo dello scollamento(*debonding*), fibra-matrice dovuto a sollecitazioni di tipo tangenziale complanari con la lamina e a sforzi di trazione in Direzione 2.

indicanti il livello di danneggiamento raggiunto e considerate delle variabili di stato interne al modello matematico. Ovviamente essi possono assumere valori che vanno da 0 a 1 ($0 \leq d_i \leq 1$, dove d_i rappresenta il generico parametro di danneggiamento) e rappresentano le riduzioni dei moduli elastici dovute al micro-danneggiamento della matrice e/o delle fibre. Per quanto riguarda l'evoluzione nel tempo dei valori

assegnati ai parametri d_i , definiamo la funzione *Energia di deformazione elastica* del materiale e la *deformazione elastica*, come segue:

$$E_d = \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma}^T \mathbf{S} \boldsymbol{\sigma} \rightarrow \boldsymbol{\varepsilon}^e = \frac{\partial E_d}{\partial \boldsymbol{\sigma}}$$

A partire dall' *Energia di deformazione elastica*, E_d , del materiale verranno definite delle equazioni aggiuntive in modo che esse rappresentino un collegamento tra i parametri di danneggiamento e le altre variabili di stato note (tensioni e deformazioni).

Si definiscono quindi le funzioni *Rateo di Energia rilasciata dal danneggiamento* o *Forze Coniugate* come Z_{d1} , Z_{d2} e Z_{d12} . Considerando il vettore dei parametri di danneggiamento, $\mathbf{d}=(d^f, d', d)^T$, e il vettore delle forze coniugate, $\mathbf{Z}_d=(Z_{d1}, Z_{d2}, Z_{d12})$, si ha:

$$Z_d = \frac{\partial E_d}{\partial \mathbf{d}}$$

Il modello risulta completato considerando le funzioni f_1 , f_2 e f_3 , che prendono il nome di *Funzioni di evoluzione del danneggiamento* e servono per descrivere la relazione che intercorre fra i parametri di danneggiamento d_i e le forze coniugate:

$$\mathbf{d}^f = f_1(Z_{d1}, Z_{d2}, Z_{d12}), \quad \mathbf{d}' = f_2(Z_{d1}, Z_{d2}, Z_{d12}), \quad \mathbf{d} = f_3(Z_{d1}, Z_{d2}, Z_{d12})$$

La complessità del meccanismo di danneggiamento e la possibile interazione tra le differenti modalità di rottura è controllata assumendo la forma di tali funzioni f_1, f_2 e f_3 .

Prima di entrare più nel dettaglio nel modello matematico, è doveroso fare alcune osservazioni aggiuntive su esso:

1. Il materiale della lamina non è rigenerativo. Ciò significa che, durante la fase di scarico della lamina, il danneggiamento è mantenuto costante fino a che non viene applicato un nuovo carico che causa l'accumulo di altro danno. Inoltre i carichi di trazione e compressione, in direzione 1, producono il solo danneggiamento delle fibre, mentre i carichi tangenziali o in direzione 2 a trazione, producono il solo danneggiamento della matrice.
2. L'evoluzione del danneggiamento non comporta necessariamente la rottura ultima della lamina.

DANNEGGIAMENTO DELLE FIBRE A TRAZIONE (caso $\varepsilon_{11} > 0$)

Sia ε_i^{ft} la deformazione a trazione per la quale si riscontra l'inizio del danneggiamento delle fibre e sia ε_u^{ft} la deformazione per la quale si osserva la rottura completa delle fibre. Allora il parametro di danneggiamento delle fibre a trazione, d^{ft} , è mantenuto nullo fintanto che $\varepsilon_{11} < \varepsilon_i^{ft}$ e viene fatto crescere linearmente quando la deformazione è compresa tra $\varepsilon_i^{ft} < \varepsilon_{11} < \varepsilon_u^{ft}$. Dal momento in cui la deformazione raggiunge il valore corrispondente alla rottura, $\varepsilon_{11} = \varepsilon_u^{ft}$, il parametro di danneggiamento raggiunge il suo valore massimo, d_u^{ft} . Se la deformazione cresce ancora, cioè $\varepsilon_{11} > \varepsilon_u^{ft}$, allora d^{ft} raggiunge asintoticamente il valore 1 (Figura..).

- Danneggiamento sub-critico:

$$E_{11} = E_{11}^{0t} \quad \text{se} \quad \varepsilon_{11} < \varepsilon_i^{ft}$$

- Danneggiamento critico:

$$E_{11} = E_{11}^{0t}(1 - d^{ft}), \quad \text{dove} \quad d^{ft} = d_u^{ft} \frac{\varepsilon_{11} - \varepsilon_i^{ft}}{\varepsilon_u^{ft} - \varepsilon_i^{ft}} \quad \text{se} \quad \varepsilon_i^{ft} < \varepsilon_{11} < \varepsilon_u^{ft}$$

- Danneggiamento post-critico:

$$E_{11} = E_{11}^{0t}(1 - d^{ft}), \quad \text{dove} \quad d^{ft} = 1 - (1 - d_u^{ft}) \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_u^{ft}} \quad \text{se} \quad \varepsilon_{11} > \varepsilon_u^{ft}$$

Dove E_{11}^{0t} rappresenta il modulo di Young nel caso di fibre integre e sottoposte a trazione in direzione 1.

DANNEGGIAMENTO DELLE FIBRE A COMPRESSIONE (caso $\varepsilon_{11} < 0$)

Il comportamento a compressione deve essere distinto da quello a trazione (Figura 53), per la presenza del disallineamento delle fibre, non coincidente con la direzione del carico, e fenomeni di micro-buckling, che possono indurre un comportamento non lineare del modulo di Young a compressione, in direzione 1, E_{11}^{0c} , ancor prima che si verifichi danneggiamento delle fibre. Questo fenomeno può essere tenuto in considerazione introducendo il *Fattore di correzione del modulo elastico*, γ , che permette di definire il valore effettivo del modulo di Young a compressione quando le fibre sono perfettamente integre:

$$E_{11}^{\gamma} = \frac{E_{11}^{0c}}{1 + \gamma E_{11}^{0c} |\varepsilon_{11}|}$$

Mentre per quanto riguarda il meccanismo di danneggiamento, obbedisce alle seguenti formulazioni:

- Danneggiamento sub-critico:

$$E_{11} = E_{11}^{\gamma} \quad \text{se} \quad |\varepsilon_{11}| < \varepsilon_i^{fc}$$

- Danneggiamento critico:

$$E_{11} = E_{11}^{\gamma}(1 - d^{fc}), \quad \text{dove} \quad d^{fc} = d_u^{fc} \frac{|\varepsilon_{11}| - \varepsilon_i^{fc}}{\varepsilon_u^{fc} - \varepsilon_i^{fc}} \quad \text{se} \quad \varepsilon_i^{fc} < |\varepsilon_{11}| < \varepsilon_u^{fc}$$

- Danneggiamento post-critico:

$$E_{11} = E_{11}^{\gamma}(1 - d^{fc}), \quad \text{dove} \quad d^{fc} = 1 - (1 - d_u^{fc}) \frac{|\varepsilon_{11}|}{\varepsilon_u^{fc}} \quad \text{se} \quad |\varepsilon_{11}| > \varepsilon_u^{fc}$$

Dove con E_{11}^{0c} si definisce il valore del Modulo di Young a compressione in Direzione 1 quando le fibre sono totalmente integre, ε_i^{fc} la deformazione a compressione per la quale si riscontra l'inizio del

danneggiamento delle fibre ed infine, ε_u^{fc} la deformazione per la quale si osserva la rottura completa delle fibre.

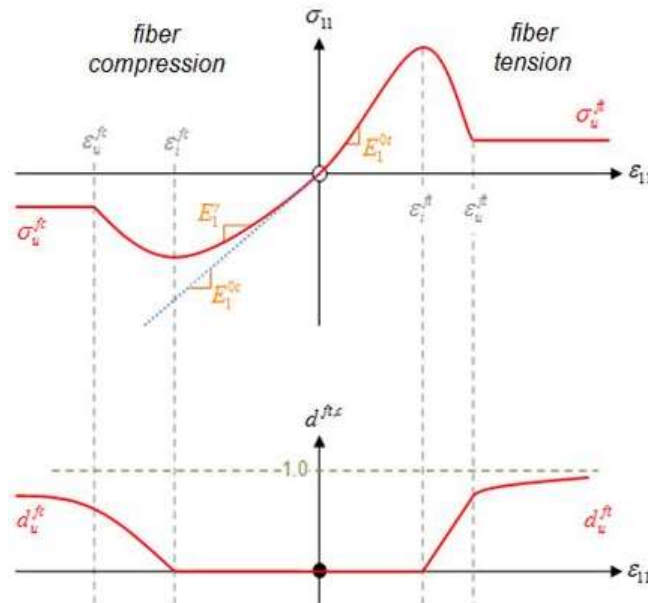


Figura 53: Andamento del parametro di danneggiamento delle fibre secondo sollecitazioni a trazione e compressione. Dal grafico si distinguono tre diverse regioni, identificate dal corrispettivo valore di deformazione limite.

DANNEGGIAMENTO DELLA MATRICE

Quando si considera la matrice, i parametri di danno da considerare sono d e d' , definiti precedentemente, relativi a sforzi in direzione 2, da cui si ottiene:

$$G_{12} = G_{12}^0(1 - d) \quad \text{e} \quad E_2 = E_2^0(1 - d')$$

Definiamo ora le *funzioni ausiliarie*, definite in funzione del tempo, per il danneggiamento a taglio ed in direzione 2, rispettivamente pari a:

$$Y(t) = \text{Sup}_{\tau \leq t} \sqrt{Z_d(\tau) + bZ'_b(\tau)}$$

$$Y'(t) = \text{Sup}_{\tau \leq t} \sqrt{Z'_b(\tau)}$$

dove b rappresenta il fattore di combinazione tra danneggiamento dovuto al taglio e alla trazione in direzione 2. Considerando una funzione di evoluzione del danneggiamento che segua un andamento lineare (Figura 54), si ottiene:

Per il danneggiamento a taglio della matrice, si ha:

- $d = 0$ se $Y(t) = Y_0$

- $d = \frac{[Y(t)-Y_0]}{Y_c}$ se $d < d_{max}$, $Y'(t) < Y'_S$ e $Y(t) < Y_R$
- $d = 1 - (1 - d_{max}) \frac{Y(t-\Delta t)}{Y(t)}$ altrimenti

Mentre, per il danneggiamento con carico trasversale a trazione, si ha:

- $d' = 0$ se $Y(t) = Y'_0$
- $d' = \frac{[Y(t)-Y'_0]}{Y'_c}$ se $d' < d_{max}$, $Y'(t) < Y'_S$ e $Y(t) < Y_R$
- $d' = 1 - (1 - d_{max}) \frac{Y'(t-\Delta t)}{Y'(t)}$ altrimenti

Dove con Y_0 e Y'_0 vengono definiti, rispettivamente, i valori di inizio del danneggiamento a taglio e a trazione in direzione 2. Con Y_c e Y'_c , rispettivamente, i valori critici del danneggiamento a taglio e a trazione in direzione 2 e con Y'_S e Y_R , il valore limite dovuto alla rottura fragile dell'interfaccia fibra/matrice e il valore limite per la rottura della matrice.

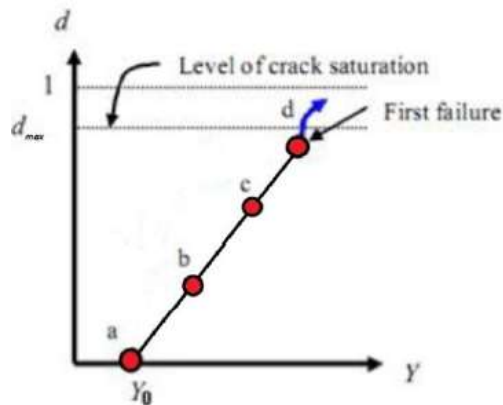


Figura 54: Andamento lineare del parametro di danneggiamento d in funzione di Y(t)

Alternativamente può essere applicata una funzione di tipo esponenziale (Figura 55), per modellare l'evoluzione del danneggiamento ed ottenerne una migliore rappresentazione. In questo caso si ottiene la seguente forma:

- $d = d_{sat1} (1 - e^{-\frac{[Y(t)-Y_0]}{Y_c}})$ se $Y(t) > Y_0$
- $d' = d_{sat2} (1 - e^{-\frac{[Y(t)-Y'_0]}{Y'_c}})$ se $Y'(t) > Y'_0$
- $d = d' = 0$ altrimenti.

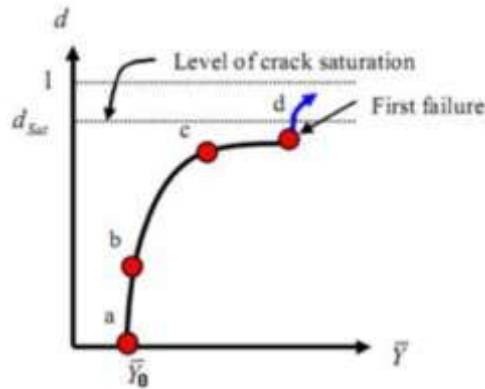


Figura 55: Andamento esponenziale del parametro di danneggiamento d in funzione di $Y(t)$

PLASTICIZZAZIONE DELLA MATRICE

In caso di sforzo tangenziale complanare e di trazione trasversale (cioè lungo la Direzione 2) la deformazione della lamina è controllata dal comportamento della matrice, con presenza di fenomeni di plasticizzazione. La deformazione totale $\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}^e + \boldsymbol{\varepsilon}^p$ della lamina è composta, come si può vedere dalla sua formulazione, dalla somma di una parte elastica, $\boldsymbol{\varepsilon}^e = \mathbf{S}\boldsymbol{\sigma}$, e di una plastica, $\boldsymbol{\varepsilon}^p$, quest'ultima associata solo alla risposta della matrice secondo sollecitazioni a taglio o trazione trasversale, per cui si ottiene $\boldsymbol{\varepsilon}^{p_{11}} = 0$, $\boldsymbol{\varepsilon}^{p_{22}} \neq 0$, $\boldsymbol{\varepsilon}^{p_{12}} \neq 0$.

Introduciamo la funzione $F(\tilde{\sigma}_{22}, C, R)$:

$$F = \sqrt{\tilde{\sigma}_{22}^2 + A\sigma_{12}^2} - R(p) + R_0$$

dove $\tilde{\sigma}_{22}$ e $\tilde{\sigma}_{12}$ sono le tensioni effettive, cioè calcolate con i moduli elastici ridotti in funzione del tasso di danneggiamento, ed R una funzione di incrudimento:

- $\tilde{\sigma}_{22} = \frac{\sigma_{22}}{1-d}$
- $\tilde{\sigma}_{12} = \frac{\sigma_{12}}{1-d}$

$$R(p) = \beta p^m$$

con p pari alla deformazione plastica effettiva, β costante del materiale ed m un coefficiente di incrudimento, R_0 rappresenta la tensione di snervamento iniziale della matrice ed A un fattore di correlazione tra la deformazione plastica tangenziale e quella trasversale (normalmente pari a 0.33).

3.1.3 Il modello Johnson, Pickett, Rozycki per i tessuti:

Questo modello matematico [16], utilizzato per l'applicabilità al caso di tessuti e non più ad unidirezionali, rappresenta una modifica di quello ottenuto da Ladevèze. Per cui, al pari del suo genitore, mantiene alcune proprietà fondamentali: la lamina è considerata come un materiale omogeneo, con caratteristiche "globali" (descrizione separata delle due fasi del composito: rinforzo e matrice) che degrada le sue proprietà meccaniche, grazie al *micro-cracking*, prima di giungere alla rottura. Nella seguente trattazione del modello

verranno definite solamente le differenze, rispetto al precedente, limitando ad un semplice accenno ciò che invece rimane invariato.

Viene definita una nuova matrice cedevolezza, considerando le prime due coordinate ortotropiche, rivolte nelle due direzioni del tessuto:

$$\varepsilon^e = S\sigma \rightarrow S = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0(1-d_{11})} & \frac{-\nu_{12}}{E_{11}^0} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0(1-d_{22})} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix}$$

dove ν_{12} rappresenta il coefficiente di Poisson e d_{11}, d_{22} e d_{12} sono tre parametri scalari relativi al danneggiamento, rispettivamente:

- d_{11}, d_{22} : fibre longitudinali(direzione1) e trasversali(direzione 2)
- d_{12} : controlla i meccanismi di fallimento secondo sollecitazioni di taglio complanari

Per quanto riguarda le funzioni ausiliarie, esse assumono la nuova forma:

- $Y_{11} = \frac{\sigma_{11}^2}{2E_{11}^0(1-d_{11})^2}$
- $Y_{22} = \frac{\sigma_{22}^2}{2E_{22}^0(1-d_{22})^2}$
- $Y_{12} = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0(1-d_{12})^2}$

Da cui tramite le funzioni di evoluzione del danneggiamento f_1, f_2 ed f_{12} , si determinano i parametri scalari di danneggiamento:

- $d_{11} = f_1(Y_{11}, Y_{22}, Y_{12})$
- $d_{22} = f_2(Y_{11}, Y_{22}, Y_{12})$
- $d_{12} = f_{12}(Y_{11}, Y_{22}, Y_{12})$

Il modello del danneggiamento elastico dei tessuti, si basa sulle seguenti ipotesi:

1. Il danneggiamento in direzione delle fibre e il danneggiamento dovuto a sforzo tangenziale sono totalmente disaccoppiati, quest'ultimo determinato a partire dal parametro Y_{12} ;
2. Per tessuti bilanciati ($E_{11} = E_{22}$) il danneggiamento può essere differente fra le due direzioni delle fibre ($d_{11} \neq d_{22}$), tuttavia la forma delle Funzioni di evoluzione del danneggiamento rimane la medesima ($f_1 = f_2$).
3. Come visto per le lamine con fibre unidirezionali, il materiale ha un comportamento non-rigenerativo

4. Le Funzioni di evoluzione del danneggiamento in direzione delle fibre sono lineare, mentre quella in direzione tangenziale è logaritmica

A seguito della condizione 3, le equazioni di evoluzione del danneggiamento, come visto per gli unidirezionali, si basano sul massimo valore raggiunto dalle funzioni ausiliarie, nella precedente storia di carico:

- $\underline{Y}_{11}(t) = \max_{\tau \leq t} [\sqrt{Y_{11}(\tau)}]$
- $\underline{Y}_{22}(t) = \max_{\tau \leq t} [\sqrt{Y_{22}(\tau)}]$
- $\underline{Y}_{12}(t) = \max_{\tau \leq t} [\sqrt{Y_{12}(\tau)}]$

Considerando la prima e terza premessa, definita sopra, ed considerando una regione elastica priva di danno all'inizio dell'applicazione del carico, seguono le prossime espressioni per il valore limite inferiore e superiore del danno:

- $d_{11} = 0$ se $\underline{Y}_{11} < Y_{110}$ o $d_{11} = \frac{(Y_{11} - Y_{110})}{Y_{11c}}$ per $Y_{110} < \underline{Y}_{11} < Y_{11R}$ oppure $d_{11} = d_{11max}$
- $d_{22} = 0$ se $\underline{Y}_{22} < Y_{110}$ o $d_{22} = \frac{(Y_{22} - Y_{110})}{Y_{11c}}$ per $Y_{110} < \underline{Y}_{22} < Y_{11R}$ oppure $d_{22} = d_{11max}$
- $d_{12} = 0$ se $\underline{Y}_{12} < Y_{120}$ o $d_{12} = \frac{(\ln Y_{12} - \ln Y_{120})}{Y_{12c}}$ per $Y_{120} < \underline{Y}_{12} < Y_{12R}$ oppure $d_{12} = d_{12max}$

Per cui, rispetto al modello standard di Ladevèze, ora necessitiamo della conoscenza di sei nuovi parametri, cioè Y_{11c}, Y_{12c} e $Y_{110}, Y_{11R}, Y_{120}, Y_{12R}$ per quanto riguarda i parametri limiti di danno.

Per quanto riguarda il modello di plasticizzazione della matrice, non c'è da segnalare alcuna modifica. Questo significa che verrà utilizzato lo stesso procedimento, definito nel paragrafo precedente.

3.1.4 Il modello di Pickett per l'interfaccia di delaminazione

Attraverso questo modello[2] è possibile considerare la delaminazione, come modalità di rottura fra due o più lamine di composito. Nella carta del materiale è definito, in Pam-Crash, sotto il nome di *Material Type 303* [2], e riveste grande importanza, poiché all'interno dei dati di input, vi è la caratterizzazione del valore di resistenza alla frattura interlaminare G_{iC} . Esso descrive l'accrescimento di una cricca, secondo determinati tipi di carico, che vanno a sollecitare strutture predelaminate; pertanto risulta assai importante definire una legge di danneggiamento che permetta all'interfaccia di delaminazione di assorbire la corretta quantità di energia per unità di superficie, G_{iC} , durante il danneggiamento.

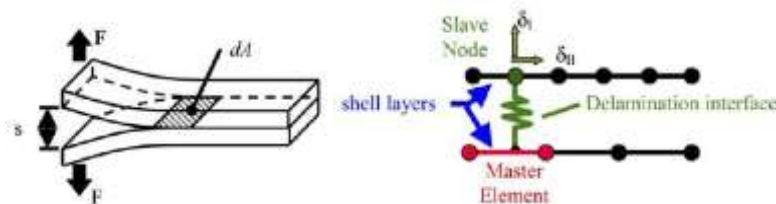


Figura 56: Rappresentazione di un processo di delaminazione(modulo I) e sua controparte in ambiente Pam-Crash

Dalla figura 56 è possibile osservare come viene affrontato dal software un caso di delaminazione: in pratica le superfici opposte dell'interfaccia di delaminazione, ancora integre, sono collegate da semplici elementi coesivi di tipo elastico, detti *Tied elements*. Essi collegano i nodi, chiamati *Slave node*, di una delle due parti con gli elementi, detti *Master elements*, dell'altra. Con il termine δ_i , si indica lo spostamento relativo fra due lamine adiacenti, che sottopone a deformazione l'elemento coesivo, secondo delaminazione (definito *modo I*) oppure scorrimento (definito *modo II*).

Per la relazione tra tensione e deformazione viene scelta una forma triangolare (vedi Figura 57), dove fintanto che non viene raggiunta la deformazione ϵ_{iA} , a cui corrisponde la tensione massima σ_{imax} e un assorbimento di energia per unità di superficie pari a G_{i0} (punto A), l'elemento coesivo si comporta in maniera perfettamente elastica. Superato tale sollecitazione le proprietà elastiche degradano in maniera lineare fino al loro completo annullamento (punto B). Da specificare che nel caso in cui si abbia uno sforzo normale di compressione il modello non prevede alcun tipo di danneggiamento.

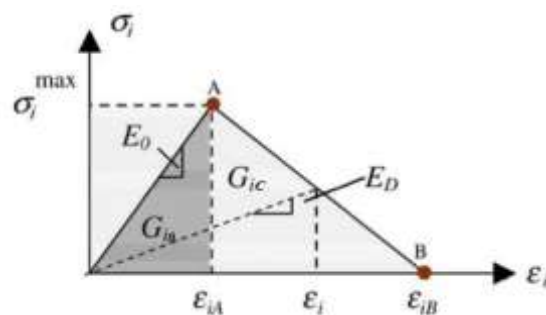


Figura 57: Andamento tensione/deformazione del modello di danneggiamento (modo I/II) dell'interfaccia [19]

Da notare che l'area sottesa al tratti lineari AB, rappresenta rispettivamente, le resistenze alla frattura interlaminare G_{iC} . Consideriamo adesso, per semplicità, il caso di danneggiamento secondo modo I, anche se lo stesso ragionamento può essere percorribile considerando il modo II, semplicemente modificando i pedici delle seguenti formulazioni, indicando con E_0 , il modulo elastico della resina non danneggiata, si ottiene:

$$\sigma_I = E_0(1 - d_I)\epsilon_I$$

dove il valore d_I vale:

$$\begin{cases} d_I = 0 & \rightarrow \text{stato NON danneggiato} \\ d_I = 1 & \rightarrow \text{completo danneggiamento} \end{cases}$$

Nei casi reali però, il componente non è mai sollecitato da un singolo modo, bensì in maniera ibrida, cioè attraverso una combinazione tra modo I e modo II. Nello specifico, indicando con G_I e G_{II} le energie per unità di superficie assorbite contemporaneamente dai due modi, non si avrà danneggiamento fintanto che:

$$\left(\frac{G_I}{G_{I0}}\right)^\eta + \left(\frac{G_{II}}{G_{II0}}\right)^\eta \leq 1$$

Dove per $\eta = 1$, si ha una interazione lineare, per $\eta > 1$ una interazione non-lineare (tipicamente compresa tra 1 e 2). Il decadimento totale delle prestazioni del componente si ottiene al raggiungimento della condizione unitaria della precedente equazione.

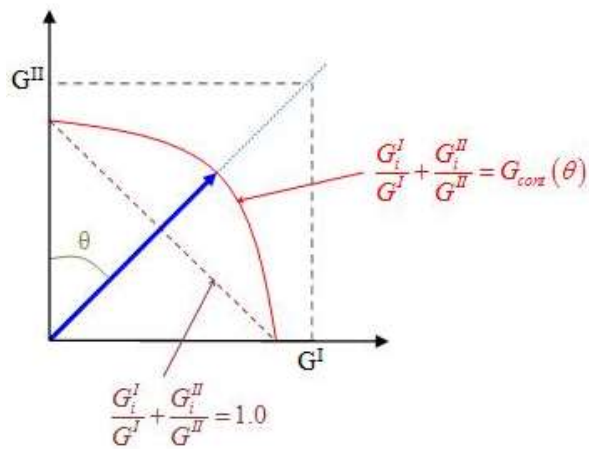


Figura 58: Rappresentazione grafica MMB [20]

Tramite la funzione G_{cont} , nella figura precedente, il software Pam-Crash consente di scegliere in maniera arbitraria il tipo di interazione tra modo I e modo II. Per concludere, i valori di G_{IC} e G_{IIC} sono ottenuti rispettivamente, attraverso il test Double cantilever Beam (DCB) ed il test End Notched Flexure (ENF). Può essere determinato anche il modo misto (modo I + modo II) attraverso il Mixed Mode Bending test (MMB). Tutti e tre i test sono normati dall'ente ASTM, per l'ottenimento di pratiche di sperimentazione e analisi, comuni ai vari laboratori di ricerca.

Capitolo 4

CAMPAGNA SPERIMENTALE

Lo scopo principale della campagna sperimentale, presentata in questo capitolo, è quello di determinare, attraverso specifici test (effettuati nel laboratorio strutture MasterLab dell'Università di Bologna a Forlì), i vari valori dei parametri richiesti in ingresso alle diverse *carte materiale* del software *Pam-Crash*, suddivisibili in: proprietà del materiale, parametri di danno fibra/matrice e proprietà della matrice, ecc.. Con l'obiettivo finale di simulare lo schiacciamento di un componente avente una geometria già studiata in precedenza da altri lavori di tesi.

Verrà quindi proposta una descrizione del materiale e processo produttivo utilizzati per la realizzazione dei provini, per poi passare ad una relazione dettagliata sull'esecuzione dei vari test, partendo dalla normativa ASTM di riferimento, fino a giungere all'analisi e discussione dei risultati ottenuti.

Studio dei provini: i principi del *Building Block Approach* come metodo di progettazione

Per conoscere il comportamento di un materiale in esercizio dal punto di vista strutturale, cioè nel momento in cui andrà ad eseguire una determinata funzione, è necessario definire un'indagine che ponga le basi sulla caratterizzazione del materiale stesso, attraverso l'analisi di piccoli provini per la raccolta dati relativa alle proprietà meccaniche del materiale stesso. Questa campagna sperimentale è di vitale importanza, prima di poter pensare in ottica macroscopica del componente da studiare, cioè di analisi delle performance in scala reale. Per questo motivo è necessario ricorrere al metodo definito dal *Building Block Approach* (BBA). Graficamente rappresentato, questo approccio ha una forma a piramide, dove alla base vengono eseguiti il maggior numero di test, su componenti di piccole dimensioni, tutto ciò a favore di una notevole riduzione dei costi, prima che si raggiunga la sommità, concretizzandosi la fase di analisi della struttura nella sua completezza (Figura 59).

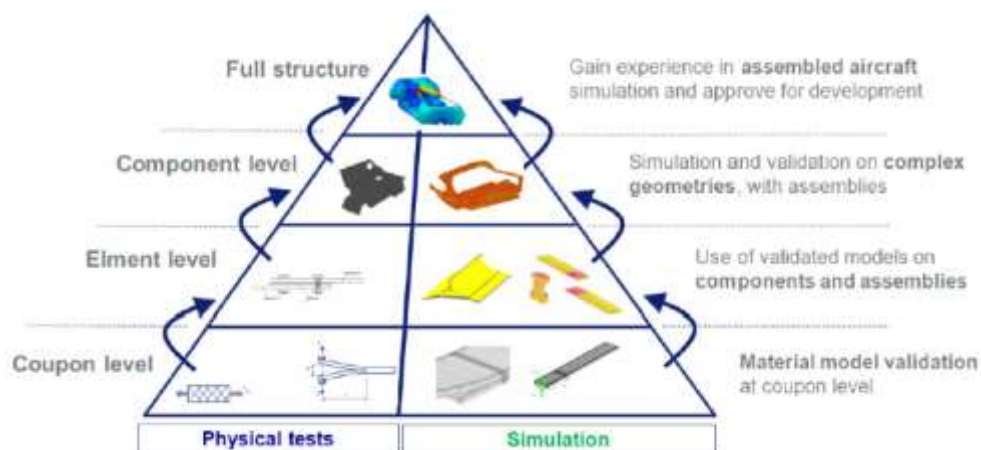


Figura 59: Schema del Building block approach applicato ad una struttura in composito in ambito Automotive

In questo modo, attraverso la sperimentazione su numerosi e piccoli provini, è possibile ricavare molteplici informazioni necessarie per calibrare il modello numerico (attraverso software CAE), costruendo le basi per

una conoscenza più profonda del materiale dal punto di vista strutturale, prima di progredire verso livelli più complessi, dal punto di vista delle geometrie coinvolte, e quindi superiori per dispendio di risorse economiche. Peraltro se la calibrazione del modello numerico venisse applicata su un elemento, per esempio appartenente al secondo piano della piramide, e quindi avente già una geometria più complessa, perché evoluzione dalla fase precedente, è possibile ottenere nient'altro che delle previsioni che non andranno a rappresentare con efficacia le reali performance dell'assieme finale.

4.1 Caratteristiche del pre-impregnato e descrizione del processo produttivo dei provini

Per la realizzazione di tutti i provini sono stati impiegati pre-impregnati in tessuto (woven fabric), del tipo bilanciato, caratterizzati da uno stile specifico in cui i filamenti di trama (1,8 fili/cm) passano una volta sopra ed una volta sotto a quelli di ordito (1,8 fili/cm), chiamato tessitura piana (dall'inglese *Plain weave*), identificati dalla sigla *GG285P*. Questo tessuto viene prodotto dall'azienda giapponese *Toray Group* e commercializzato dall'azienda italiana "*Delta-Preg*"[1]. Il pre-impregnato utilizzato viene venduto sotto forma di rotolo, largo 1000mm, con fibre formate da 12000 filamenti (yarn) del tipo ad alta resistenza (origine PAN), con una grammatura di 285 g/m², e venduto sigillato all'interno di un sacco in plastica per difenderlo, una volta stoccato in congelatore, dall'umidità. La temperatura di permanenza all'interno del congelatore, si attesta attorno ai -20°C, come consigliato dal produttore, onde rallentare la polimerizzazione della resina e consentire al prodotto di essere adoperato nell'arco di un anno.

Per quanto riguarda la matrice, identificata dalla sigla *DT120*, essa è formata da resina epossidica termoindurente, e caratterizzata per processi di cura in autoclave, per l'ottenimento di componenti ad alte prestazioni meccaniche, necessarie per il test di strutture a crashworthiness. Qui sotto sono riportate le caratteristiche principali di questa tipologia di resina:

| | |
|---|----------------------------------|
| Natura chimica | Resina epossidica termoindurente |
| Range di temperatura di cura [°C] | 80 -135 |
| Densità resina curata [g/cm³] | 1.22 |

Tabella 1: Proprietà della resina DT120[1]

| | |
|----------------------|---------------------------|
| Ciclo di cura | T_g [°C] |
| 4 h - 100°C | 110 |
| 1.5h - 120°C | 115 |
| 1h - 135°C | 120 |

Tabella 2: Temperatura di transizione vetrosa in funzione del ciclo di cura del laminato[1]

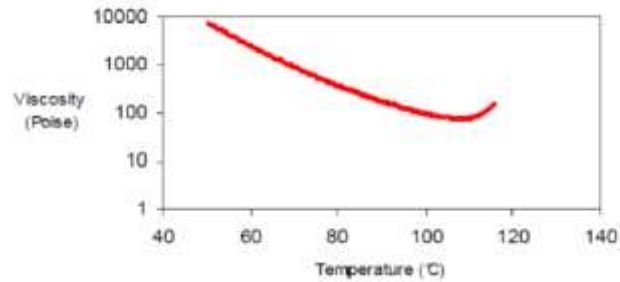


Figura 60: Andamento della viscosità della resina DT120 in funzione della temperatura[1]

Prima di procedere al taglio delle lamine, la prima cosa da fare è porre il rotolo a temperatura ambiente per alcune ore (almeno 6-7), senza aprire il sacco che lo tiene sigillato. In questo modo si evita che la condensa vada a bagnare il prodotto e si consente alla resina di stabilizzarsi. Successivamente si può passare alla fase che interessa il taglio delle lamine in composito(il cui numero definirà, una volta realizzato l'impilamento, lo spessore dei provini), le quali devono avere una dimensione specifica che è funzione dello stampo/controstampo prescelto, all'interno del quale verranno poste. Precedente al taglio, molto importante risulta la fase chiamata *nesting*, attraverso la quale viene definita la piantina con la disposizione dei provini all'interno del laminato(figura..), e dalla quale ne scaturisce la quantità di materiale utilizzato ma soprattutto la quantità di scarto che irrimediabilmente andrà buttato via. Dall'efficienza e accortezza dedicata in questa fase, si ottiene un notevole abbattimento degli sprechi e quindi dei costi, per un minor utilizzo di materiale.

D'ora in avanti, al fine di evitare incomprensioni dovute al fatto che non stiamo considerando compositi unidirezionali ma tessuti, prenderemo come direzione di riferimento l'ordito, pari a 0°, ovvero secondo la direzione di svolgimento del rotolo, come riferimento durante l'operazione di stratifica.

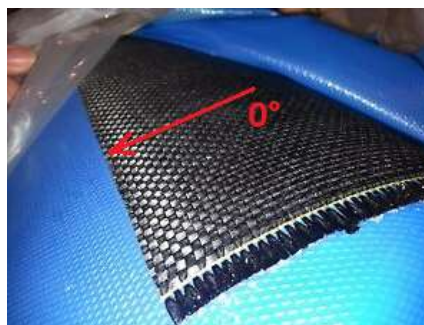


Figura 61: Definizione della direzione principale(ordito) del tessuto

Gli stampi adoperati saranno sostanzialmente di due tipi:

- Stampo e controstampo in vetro temperato: 400x400x10 mm
- Stampo in alluminio per l'ottenimento di provini ondulati: 280x180x1.7mm

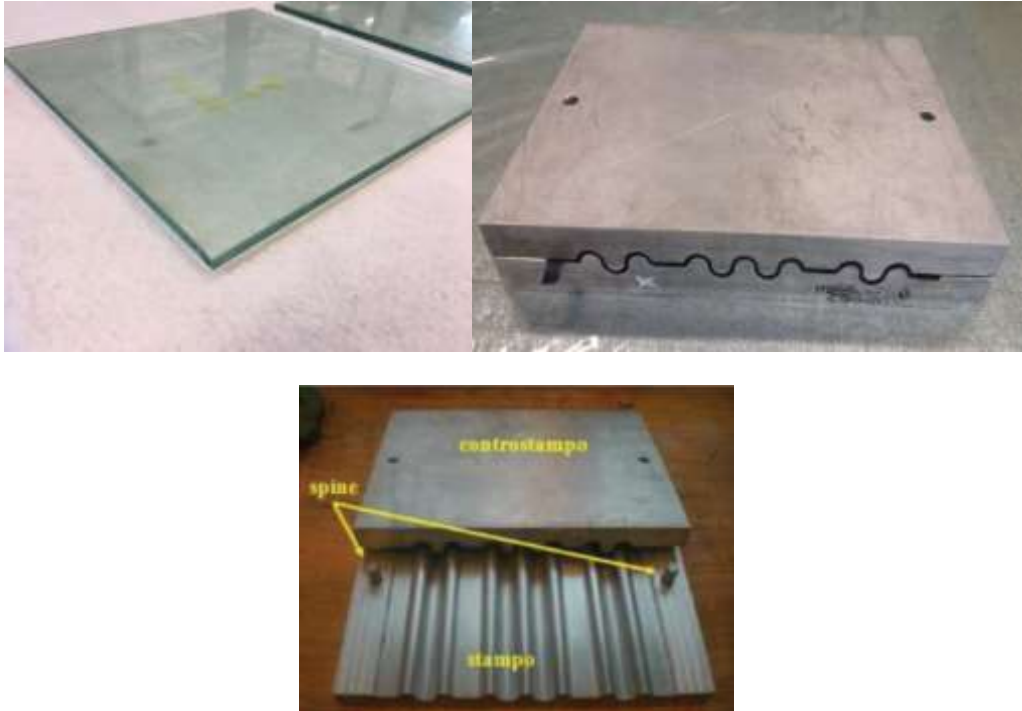


Figura 62:Stampi utilizzati per la realizzazione dei due laminati: stampo in vetro temperato, e stampo in alluminio per i provini ondulati

Attraverso l'utilizzo dello stampo e controstampo 400x400 mm, verranno ottenuti un totale di due laminati, mediante due infornate distinte in autoclave, con le stesse proprietà in termini di stratifica, cioè tutte lamine disposte a 0° , con l'unica differenza riguardante il numero di pelli. Infatti un laminato sarà composto da un totale di 12 lamine, mentre nell'altro ne avremo 14. La motivazione che ha portato ad optare per questa scelta risiede per esigenza di normativa, la quale richiede un numero di pelli tale da raggiungere uno spessore prossimo ai 4.2mm, nel laminato in cui saranno disposti provini per test compact tension e compact compression(laminato con 14 pelli), necessari per futuri test, insieme a questi, viste le caratteristiche simili in termini di spessori, sono stati aggiunti i provini per le prove Double cantilever beam(DCB) ed End notched flexure(ENF), per l'analisi della resistenza alla delaminazione, che ,per questo motivo, necessitano dell'introduzione parziale di un mezzo non adesivo all'interno della stratifica. La disposizione dei precedenti provini ,nell'altro laminato ,caratterizzato invece da 12 pelli, sarebbe risultato non adeguato, considerando che la normativa a trazione ciclica(ASTM D3518/D3518M) su cui si basano i test su provini in tessuto disposto a 45° , richiede un numero di pelli pari a 8,12 o 16. Nel nostro caso la scelta è ricaduta su 12 pelli, anche per esigenze di spessori degli altri provini, che verificassero i requisiti delle corrispondenti normative per trazione e compressione a 0 e 90 gradi, rispettivamente. Dalla tabella.. vengono comunque riassunte tutte le dimensioni salienti dei provini, con le rispettive normative di riferimento.

Con lo stampo ondulati, sono stati realizzati due laminati in cui la sequenza di laminazione prevede solo lamine disposte a $[0^\circ]$ per il primo, ed un'altra, più particolare ai fini di ricerca, con lamine disposte a $[45^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/45^\circ]$ (tabella successiva per le caratteristiche di stratifica).

La scelta che ha portato ad analizzare le proprietà a schiacciamento di quest'ultima tipologia di laminato ondulato, risiede nel fatto che, da uno studio bibliografico (capitolo2,paragrafo 2.1), è risultato che buone

performance, risiedono in quei laminati unidirezionali nei quali è previsto, nella stratifica, la presenza di pelli a 0 e 45 gradi [8]. In particolare, in questo lavoro di tesi, si è voluto andare ad analizzare come si comportano i provini ondulati, questa volta in tessuto plain weave, optando per questa soluzione ibrida, cioè se all'interno del laminato venissero poste anche pelli a 0°, oltre ai 45° (visto che i laminati con sole pelli a 45 gradi non hanno mostrato risultati ottimali), studiandone il comportamento dal punto di vista dell'energia specifica assorbita dal materiale, obiettivo principale della crashworthiness, in rapporto al laminato con sole pelli a 0 gradi. La loro disposizione però non è stata scelta casualmente, infatti dall'articolo scientifico [6] e [21] è emerso che, provini caratterizzati solamente da pelli disposte a 45°, hanno problematiche legate al verificarsi di possibili torsioni sotto carico, oltre che scarse capacità di assorbimento, e che quindi possono generare delle delaminazioni locali in punti casuali del provino, a differenza di quelle a sole 0° che non manifestano questa caratteristica. Inoltre si è osservato che disponendo le pelli a 0° nella parte centrale del laminato, durante l'operazione di stratifica, e quindi lasciando esternamente le pelli a 45°, il fenomeno rilevato precedentemente tende a limitarsi fortemente, ottenendo quindi un vantaggio da entrambe le caratteristiche di pelli utilizzate (elevata rigidità per le 0° ed un certo grado di duttilità per le 45°). Verificheremo durante le prove sperimentali, se ciò che è stato ipotizzato, possa trovare un riscontro positivo.

Per la determinazione del numero di pelli necessarie alla produzione di ogni tipologia di provino si è pensato di utilizzare, come valore indicativo, la legge empirica che suggerisce uno spessore della singola lamina dopo la cura, circa pari a:

$$spessore\ lamina [mm] \cong \frac{grammatura\ pre - impegnato \left[\frac{g}{m^2} \right]}{1000} = 0.285$$

da cui le dimensioni, dedotte dai rispettivi test a cui le normative ASTM fanno riferimento, sono state scelte in modo da poter ottenere un adeguato numero di provini, considerando lo spessore del taglio (circa 3mm) e un margine di almeno 5 mm su ognuna delle quattro alle estremità in modo tale da avere provini con rapporti fibra/matrice molto simili tra loro, pari a:

| Tipologia di prova | Normativa | Lunghezza (mm) | Larghezza (mm) | Spessore (mm) |
|-------------------------|--------------|----------------|----------------|---------------|
| Trazione ciclica 0° | D3039/D3039M | 250 | 25 | 3.4 |
| Trazione 90° | | 250 | 25 | 3.4 |
| Compressione ciclica 0° | D3410/3410M | 155 | 25 | 3.4 |
| Compressione 90° | | 155 | 25 | 3.4 |
| Trazione ciclica 45° | D3518/D3518M | 250 | 25 | 3.4 |
| DCB test | D5528 | 170 | 20 | 4.3 |
| ENF test | D7905/D7905M | 170 | 20 | 4.3 |
| Provino ondulato 1 | - | 50 | | |
| Provino ondulato 2 | - | 50 | | |

Tabella 3: Caratteristiche geometriche dei provini e normativa di riferimento della prova

Da cui il numero delle pelli e relativa sequenza di laminazione:

| Tipologia di prova | Numero di lamine | Stratifica |
|-------------------------|------------------|-------------------------|
| Trazione ciclica 0° | 12 | [0°] ₁₂ |
| Trazione 90° | | |
| Compressione ciclica 0° | | |
| Compressione 90° | | |
| Trazione ciclica 45° | | |
| DCB test | 14 | [0°] ₁₄ |
| ENF test | | |
| Laminato ondulato 1 | 7 | [0°] ₇ |
| Laminato ondulato 2 | 6 | [45°/45°/0°/0°/45°/45°] |

Tabella 4 : Numero di pelli utilizzate e relativa stratifica

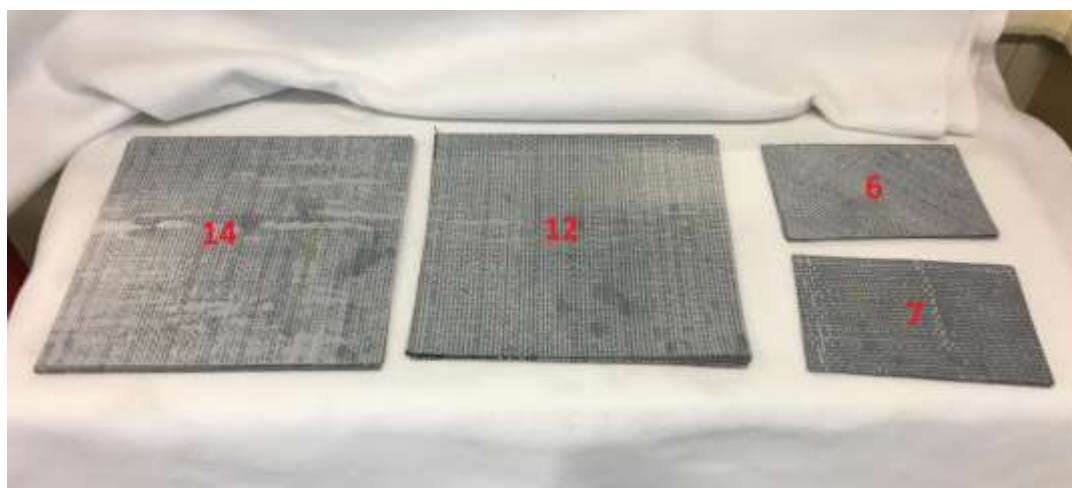


Figura 63: Lamine tagliate a partire dal tessuto arrotolato

Per entrambe le tipologie di stampi, essendo il laboratorio provvisto solo di un esemplare ciascuno, è risultata, perciò, obbligata la scelta di effettuare due cicli di cura separati in autoclave, ai fini di ottenere i quattro laminati (due piani e due ondulati), senza considerare, oltretutto, che sono richieste stratifiche differenti. Questo però non risulta essere uno svantaggio poiché tenendo in considerazione la possibilità di inconvenienti durante la fase di cura, per esempio nel caso in cui venisse impiegato un unico grande stampo, attraverso l'insorgenza di problematiche legate alla linea del vuoto, esso comprometterebbe l'integrità di entrambi i laminati, che quindi andrebbero irrimediabilmente scartati. Da qui si può intuire come con la suddivisione dei due laminati in due cicli di cura separati, andiamo a limitare questa possibilità.

Possiamo perciò suddividere i due cicli di cura in autoclave, secondo la seguente sequenza :

1. Nel primo ciclo di cura otterremo la lastra [0°]₁₂ e la lastra ondulata con sequenza di impilamento [0°]₆.
2. Nel secondo ciclo di cura l'altra lastra [0°]₁₄ e lastra ondulato secondo la sequenza di impilamento [45°/45°/0°/0°/45°/45°].

Per quanto riguarda la fase di nesting, nello specifico si è pensato, per ottimizzare il processo produttivo, di sfruttare un software CAD (Solidworks) [22] in maniera da avere una visione efficiente riguardo al posizionamento dei provini nei vari laminati, al fine di limitare gli scarti. Anzitutto si è partito con l'analisi delle quantità di tessuto, in metri, necessari alla realizzazione dei quattro laminati, a partire dal rotolo. In figura 64, è possibile notare la soluzione migliore fra quelle studiate, con un totale di circa 5800x1000 mm di tessuto estratto dal rotolo, dove l'unica "rimanenza" di materiale risulta quella in basso di dimensione 2920x200 mm, la quale alla fin fine può non essere considerata scarto perché di dimensione tale da poter essere riutilizzata in esperimenti futuri.

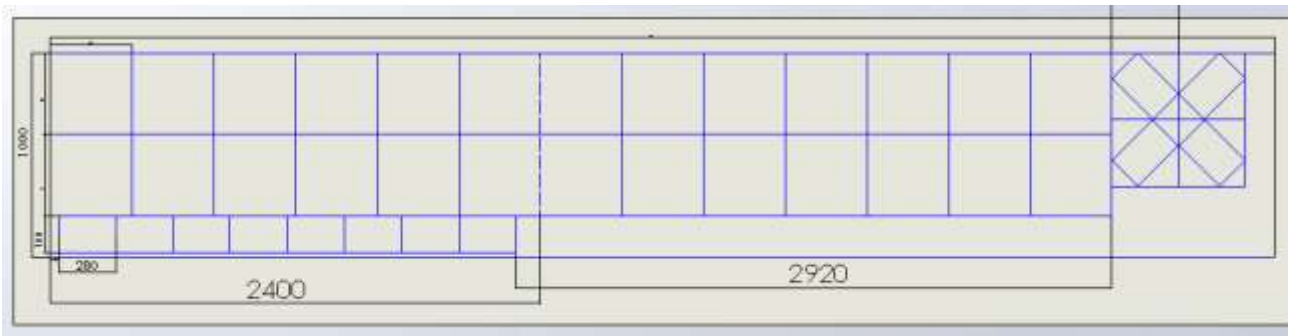


Figura 64: Dimensione del tessuto necessario a partire dal rotolo[22]

Nella figura.. viene rappresentata la fase di nesting vera e propria, con la disposizione di tutti i provini. Nel laminato di sinistra sono raccolti i provini per prove DCB,ENF, mentre in quello di destra le prove a trazione (0°,90° e 45°) e compressione(0°,90°).

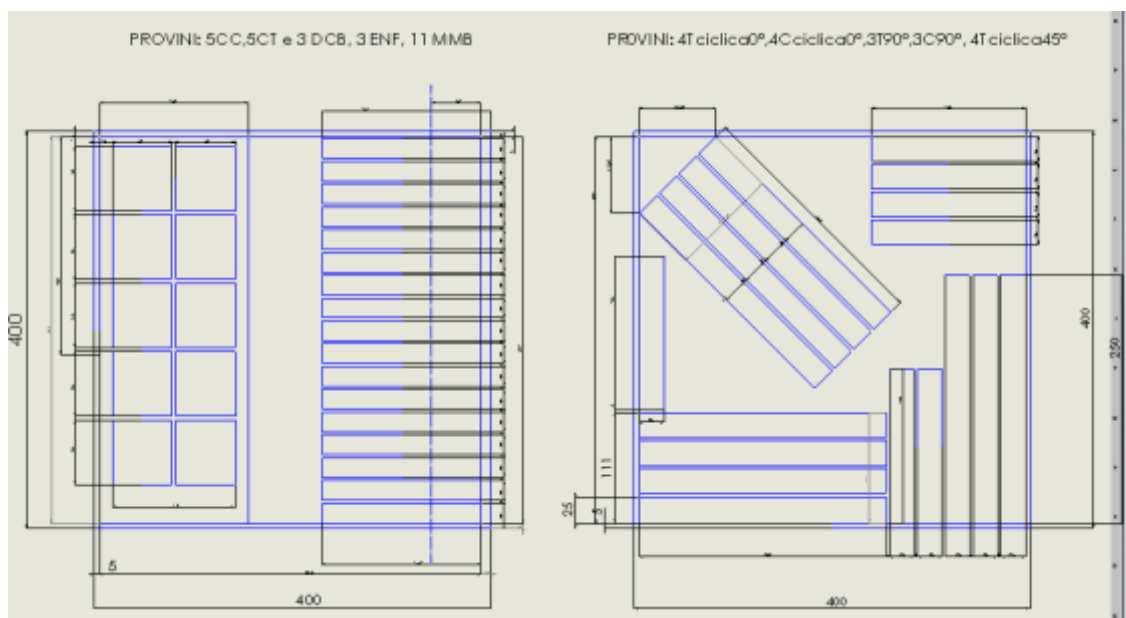


Figura 65: A sinistra laminato formato da 14 pelli mentre a destra da 12 pelli[22]

Finita la fase di taglio, avvolti gli stampi/controstampi con una pellicola distaccante ciascuno(per lo stampo ondulato, data la geometria complessa, si è invece preferito optare per del distaccante liquido(Loctite 770-

NC Frekote), al fine di facilitare il distacco del laminato a cura ultimata, e depositate tutte le lamine nei rispettivi stampi, con successiva chiusura dei controstampi; prima di introdurli nell'autoclave è necessaria la creazione del sacco a vuoto.

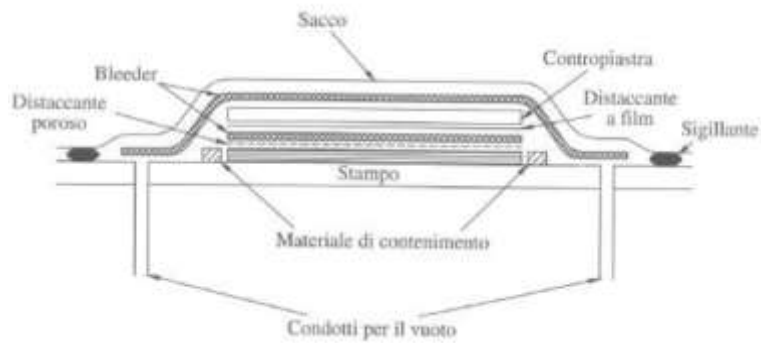


Figura 66: Rappresentazione del sacco a vuoto con tutti i relativi elementi(in alto) atti a garantire la corretta produzione del componente e fotografia del sacco prima e dopo la generazione del vuoto(immagine sotto)

L'aver due ambienti a pressione differenti, in particolare una pressione elevata all'esterno del sacco ed una bassissima pressione al suo interno, permette di ottenere due grandi benefici. Il primo di questi è costituito da una grande compattazione delle fibre, mentre il secondo è rappresentato dal fatto che il vuoto permette una fuoriuscita degli eccessi di resina dal manufatto durante la cura. Di fatto questo processo permette di ottenere i componenti in composito con le migliori proprietà meccaniche derivanti da contenuti percentuali delle fibre molto elevati. Dalla figura.. a sinistra, è possibile notare un esempio di tutti gli elementi che devono essere utilizzati per la creazione del sacco. Grande importanza riveste il *peel ply*, disposto tutto attorno allo stampo al fine di evitare che la fuoriuscita della resina in eccesso provochi l'incollaggio dello stampo al sacco, e del tessuto areatore, detto *breather*, avente lo scopo di uniformare il vuoto, di facilitare la fuoriuscita di aria dal sacco ed evitare il contatto diretto di quest'ultimo con le zone spigolose dello stampo che ne potrebbero provocare la rottura. Una volta introdotto il tutto all'interno del sacco, prima di sigillarlo con uno speciale sigillante siliconico in grado di resistere alle temperature tipiche dei cicli di cura, è stata introdotta la parte inferiore della valvola per la creazione del vuoto e, successivamente all'esterno del sacco, la parte superiore. Infine si è eseguita una verifica delle capacità di tenuta: applicando il vuoto e cercando di chiudere manualmente tutte le zone (spesso costituite da piccole pieghe) che fanno entrare aria all'interno del sacco diminuendo così la depressione presente al suo interno, individuabili con il semplice udito in quanto producono un caratteristico sibilo.

Arrivati a questo punto, completata la fabbricazione del sacco, si passa quindi al ciclo di cura in autoclave, che ha la funzione di far completare la reticolazione della resina epossidica. Per questa operazione si è

utilizzata un autoclave prodotta dalla *Italmatic Srl*, avente una capacità di ben 3200 litri, che le consente di effettuare trattamenti ad una pressione massima di 10 bar ed una temperatura pari a 200 °C.



Figura 67: Autoclave utilizzata per la produzione dei laminati (*Italmatic Srl*, laboratorio MasteLab Forlì)

Quindi è stato scelto un ciclo di cura in grado di raggiungere l'ideale rapporto fibra/matrice dei componenti (circa 55%), consigliato dal produttore:

- 120°C per 90 minuti a 5 bar di pressione.

Esso è caratterizzato da una rampa di temperatura (3°C/min) fino al raggiungimento di 120°C alla quale si sovrappone con un certo offset una rampa di pressione fino al raggiungimento di 5 bar di pressione. Il punto in cui la pressione arriva a regime corrisponde al momento in cui la temperatura dei pezzi, misurata con un apposita termocoppia, raggiunge un valore di 110°C a cui corrisponde proprio la massima viscosità della resina. Questo permette alla resina di riempire tutti gli interstizi ed, ai suoi eccessi, di fluire all'esterno dello stampo, ottenendo di conseguenza la miglior compattazione delle fibre. Le condizioni di regime sono state mantenute per 90 min, quindi la temperatura e la pressione sono state fatte calare gradualmente (3°C/min) fino ai valori ambientali, al fine di limitare le tensioni residue che provocherebbero una indesiderata deformazione del pezzo.

Come si può vedere dall'immagine 68, questi sono i quattro laminati, ottenuti in seguito al processo in autoclave, con relativo nesting dei provini:

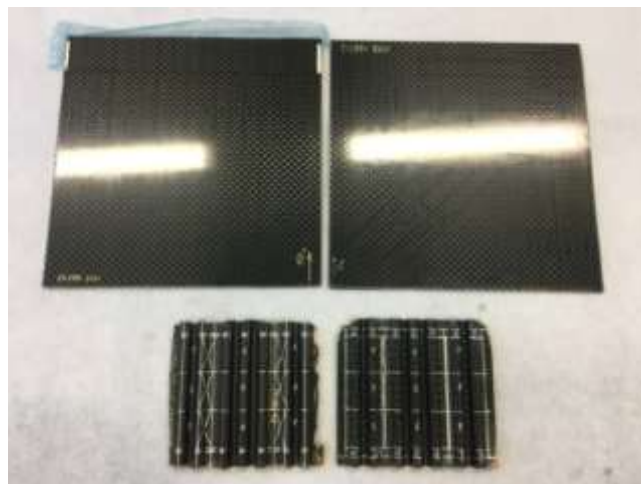


Figura 68: Laminati ottenuti dopo il ciclo in autoclave

Da notare la presenza, in uno dei due laminati 400x400 mm, dell'inserto non adesivo per la realizzazione dei provini per le prove DCB ed ENF. In particolare, si notano anche due riferimenti laterali in foglio di alluminio, fatti aderire nel bordo adibito a scarto, al fine di definire visivamente l'inizio della zona pre-delaminata.



Figura 69: Ingrandimento del laminato con all'interno (a metà della stratifica) l'inserto non adesivo. Ai lati si notano due piccole strisce di alluminio, per i riferimenti del bordo dell'inserto.

Una volta ultimato il processo in autoclave, si è passati al taglio dei provini secondo la piantina ottenuta durante la fase di nesting dei laminati piani. Per il taglio si è utilizzata una sega circolare dotata di tagliente diamantato in grado di abrader e non di asportare truciolo secondo le normali tecnologie di taglio. Si è effettuata questa scelta in quanto il taglio dei materiali compositi in carbonio risulta assai difficoltoso, richiedendo grandi velocità di rotazione e piccoli avanzamenti. Questa fase richiede l'utilizzo di dispositivi di protezione individuale poiché, nonostante si sia effettuato un taglio lubrificato con acqua, produce ingenti quantità di polveri sottili.

Per quanto riguarda il taglio dei due laminati ondulati, seguendo lo stesso procedimento di quelli piani, si sono ricavati tre tipologie di provini differenti:

- Provino ondulato a 3(HC0) e 5 onde(5HC0), dal laminato ondulato 1 a $[0^\circ]_7$



Figura 70: Provini, con trigger, a 3 e 5 onde del tipo a 0°

- Provino ondulato a 5 onde(5HC45) e provino semicircolare semplice (1HC45), dal laminato 2 a [45°/45°/0°/0°/45°/45°]



Figura 71: Provini, con trigger, ad 1 e 5 onde del tipo [45°/45°/0°/0°/45°/45°]

In particolare, per quanto riguarda le quantità di provini ondulati a disposizione, abbiamo:

| [0°] ₇ | 3HC | 5HC | 1HC |
|-------------------------|-----|-----|-----|
| | 6 | 3 | - |
| [45°/45°/0°/0°/45°/45°] | - | 3 | 6 |

Tabella 5: Quantità dei provini utilizzati per la prova di schiacciamento

Ad ognuno dei quali, successivamente, è stato realizzato il trigger a 45°, attraverso l'utilizzo del dremel. Per quanto riguarda invece la tipologia di provino ad onda singola(1HC), è stato necessario realizzare una base, in maniera da assicurare una maggiore stabilità durante la prova di schiacciamento, attraverso l'utilizzo di una resina con rivestimento acrilico a due componenti, e relativo catalizzatore liquido, marcati *Demotec 20*, miscelati e lasciati reticolare, per circa 45 minuti, all'interno di uno stampo circolare in teflon del diametro di 30 mm(figura 72).



Figura 72: Realizzazione della base in resina al fine di aumentare la stabilità del provino, ad onda singola, durante la prova di schiacciamento(evitare il buckling)

Prima di procedere all'applicazione dei tabs, spiegata nel paragrafo successivo, si è provveduto alla preparazione dei provini per le prove DCB e quelle ENF tramite lappatura dell'intero spessore, in modo da avere una visione più nitida dell'avanzamento del fronte di delaminazione. In questa fase si è utilizzata una lappatrice circolare e si è ottenuta una finitura lucida abradendo con carta vetrata via via più fine.

Successivamente si è analizzato, tramite stereo-microscopio, lo stato dell'inserto non adesivo, nella sua intera lunghezza, approfittandone per rilevare la posizione della trama e ordito del tessuto.

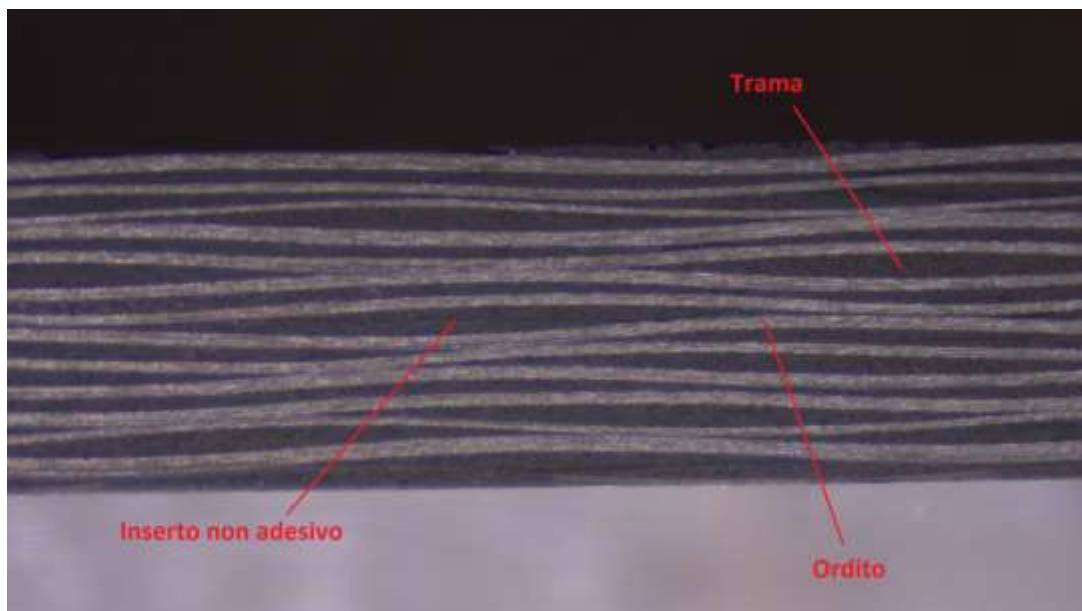
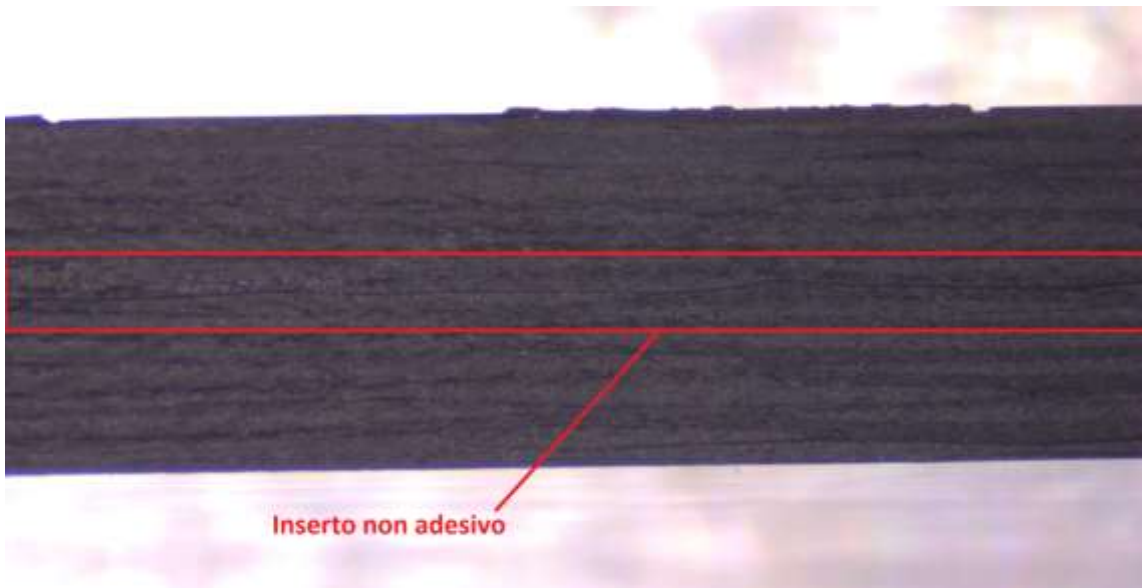
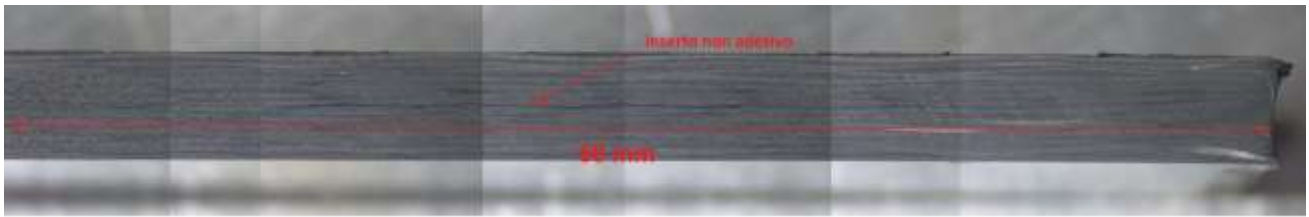


Figura 73: Immagini ricavate attraverso stereo-microscopio. Nella prima immagine è possibile vedere l'inserto non adesivo nella sua interezza. Sotto è presentato un ingrandimento dell'immagine precedente ed infine, nell'ultima, si è variata la tonalità della scala di grigi al fine di rendere possibile la distinzione della trama e ordito del tessuto CFRP.

REALIZZAZIONE ED APPLICAZIONE DEI TABS AI PROVINI PIANI

Ottenuti tutti i provini piani attraverso le operazioni precedenti, non rimane altro che applicarvi i *tabs*, sui provini adibiti a trazione e compressione ed i blocchetti a sezione quadrata per le prove DCB e MMB. I *tabs*, ricavati da una barra estrusa in alluminio, risultano necessari al fine di garantire una corretta rottura del provino durante le varie prove, poiché in questo modo si riesce ad evitare di concentrare le tensioni in prossimità degli afferraggi della macchina e provocare quindi rotture indesiderate, localizzate in prossimità di quest'ultime. Per quanto concerne il loro dimensionamento, dipendono, anzitutto dalla normativa della prova a cui si fa riferimento, ed in particolare dalle caratteristiche di resistenza a taglio dell'incollaggio, necessario per ricavare la lunghezza minima del *tab*.

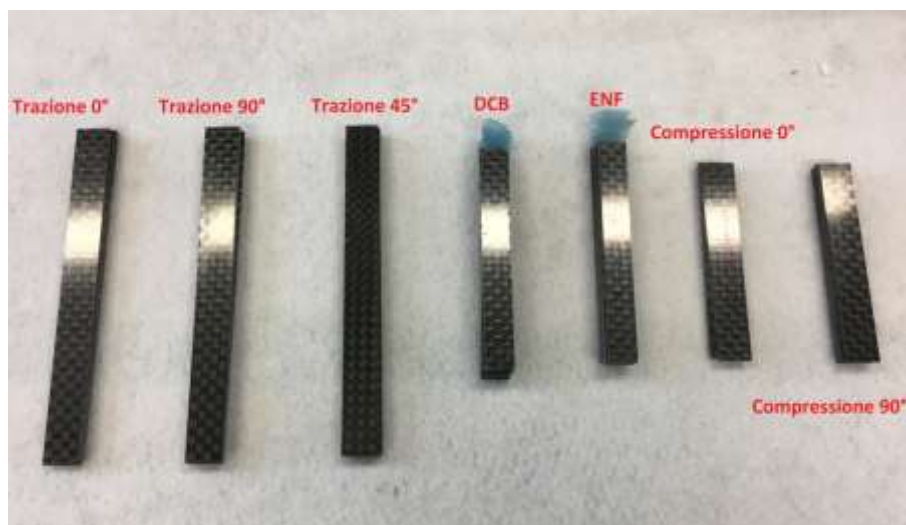


Figura 74: Immagine dei provini dopo la fase di taglio con sega circolare diamantata.

Prima di procedere all'incollaggio si è dapprima proceduto alla preparazione delle superfici (sia del *tab* che del provino) tramite abrasione con carta vetrata a grana 800 in modo che l'adesione dell'incollante risultasse più efficace. Successivamente si è sgrassata la superficie con un prodotto dedicato (*CSM-3 Degraeser* della *Micro-Measurements*) con l'ausilio di un panno. Per l'incollaggio invece si è utilizzata una resina epossidica bicomponente *EA 9466 DC* della *Loctite* in grado di polimerizzare in circa 3 ore, se portata a temperatura controllata di 40°C (figura 75), e con la capacità di resistere a sollecitazioni a taglio di 37 MPa. Dalla conoscenza della resistenza a taglio che realizza l'incollaggio e della forza massima esprimibile dal macchinario per le prove di trazione/compressione, circa 100kN, è ora possibile ricavare la lunghezza minima del *tab*, che, rimanendo leggermente conservativi, risulta pari a 65x25x2mm. Per quanto riguarda invece i blocchetti, di dimensioni 20x10x10mm, per la prova DCB, sono stati ricavati da una barra a sezione quadrata in alluminio, ed incollati seguendo le medesime procedure menzionate sopra. Per facilitare l'operazione di incollaggio, mantenendo ottimali le condizioni di precisione, si è pensato di realizzare alle macchine utensili, partendo da una blocco di alluminio delle dimensioni 220x160x25, una fixture in grado di garantire l'incollaggio simultaneo di più blocchetti ai corrispettivi provini, potendoli mantenere in posizione corretta durante la fase di reticolazione della colla in forno (3 ore, 40°C).

LOCTITE® EA 9466™ ha le seguenti caratteristiche:

| | |
|------------------------|---|
| Tecnologia | Epossidica |
| Natura chimica | Epossidica |
| Aspetto (Resina) | Pasta di colore bianco opaco |
| Aspetto (Indurente) | Liquido bianco traslucido |
| Aspetto (Miscelato) | Pasta di colore bianco tenue |
| Componenti | Bicomponente-richiede miscelazione |
| Viscosità | Media |
| Miscelazione in volume | 2 : 1 |
| Resina : Indurente | |
| Miscelazione in peso | 100 : 50 |
| Resina : Indurente | |
| Reticolazione | Polimerizzazione post miscelazione a temperatura ambiente |
| Applicazione | Incollaggio |



Figura 75: descrizione delle caratteristiche Loctite EA 9466



Figura 76: Immagine di un provino a compressione 0° dopo l'applicazione dei quattro tabs

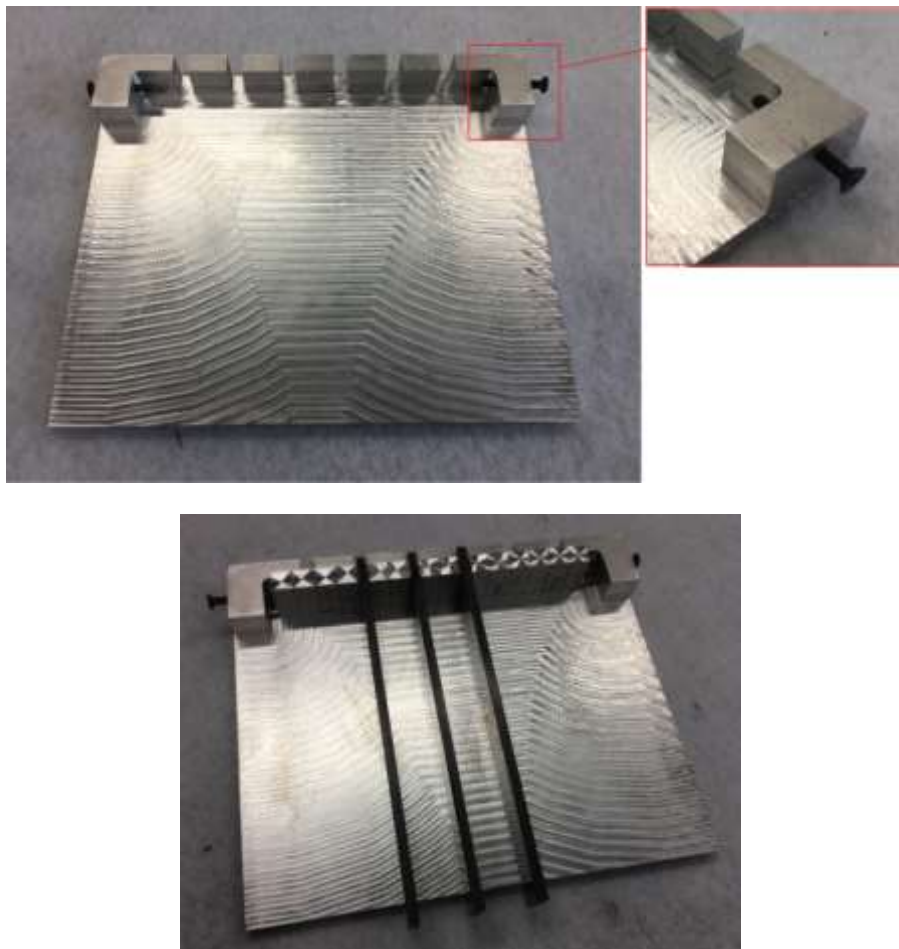


Figura 77: Fixture per realizzare l'incollaggio preciso e simultaneo dei blocchetti di alluminio ai rispettivi provini

Terminata l'operazione di "tabbatura", segue quella di applicazione degli estensimetri, la quale prevede l'attenta osservanza di alcune regole, atte a garantire l'efficacia dell'incollaggio dello strumento di misura :

- abrasione della zona di applicazione con carta abrasiva con grana 800,
- pulizia della zona di applicazione con una successione di prodotti sgrassanti, acidi e basici,
- marcatura sul provino tramite una matita per ottenere un corretto posizionamento,
- posizionamento dell'estensimetro,
- incollaggio dell'estensimetro con colla cianoacrilica,
- stagnatura dei terminali,
- verifica con Resistometro della bontà dei collegamenti,
- applicazione di un protettivo liquido poliuretano sull'estensimetro

Verranno applicati un totale di dieci estensimetri:

- 3(due longitudinali ed uno trasversale) per la trazione 0° di due provini.
- 4(longitudinali) per la compressione 0°(uno in fronte e l'altro sul retro del provino secondo la configurazione *back-to-back*) di due provini.
- 3(rosette) per la trazione 45° di tre provini.

Per la trazione a 0° saranno utilizzati estensimetri longitudinali , *CEA-05-250UW-350*, della *Micro-Measurement*, in grado quindi di rilevare, una volta opportunamente collocati, contemporaneamente la deformazione longitudinale e quella trasversale (utile alla determinazione del modulo di Poisson). Sui due provini per prove di compressione, invece, sono stati applicati, per entrambi, una coppia di estensimetri, *CEA-13-250UW-350* della *Micro-Measurement*, ciascuno, come già accennato nella configurazione *back-to-back*, in modo da valutare il grado di inflessione del provino durante la prova(figura 78). Infine per i provini a trazione a 45° sono stati utilizzati gli estensimetri a doppia griglia *6/350 XY36* della *HBM*. Per i restanti provini non estensimetrati, si farà affidamento all'utilizzo congiunto di estensimetro(figura 79) ed LVDT della macchina. Va infine detto che nel caso di tessuti, all'estensimetro è richiesta una superficie minima capace di cingere un numero minimo di elementi di trama e ordito, definita elemento caratteristico(nel nostro caso due quadrati in trama e due in ordito), nel nostro caso, purtroppo, questo non è stato possibile a causa della presenza di estensimetri le cui dimensioni non consentivano l'inglobamento di più di due quadratini(uno trama ed uno ordito).

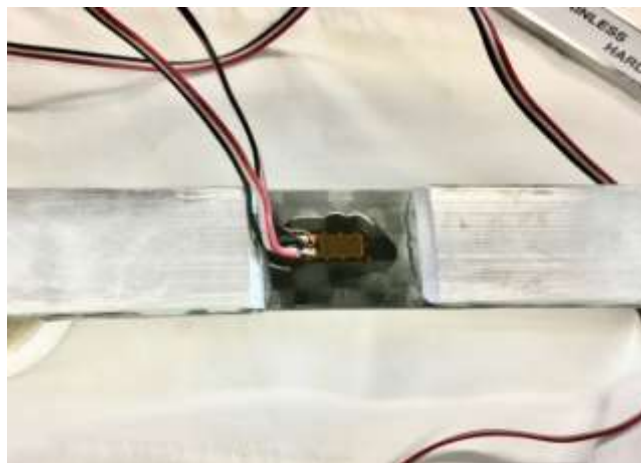


Figura 78: Applicazione di un estensimetro longitudinale ad un provino per compressione del tipo 0°



Figura 79: l'immagine di sinistra rappresenta l'estensometro utilizzato, a destra invece le sue caratteristiche

Si è conclusa la preparazione dei provini per le prove DCB e ENF, forando i blocchetti di alluminio (diametro foro 4 mm) ed applicando ad entrambi, tramite della semplice colla acrilica, una scala in millimetri (figura 80), utile a quantificare l'estensione della zona delaminata.



Figura 80: Applicazione della scala millimetrata al provino per prova DCB

4.2 Le prove sperimentali

Per l'esecuzione di tutte le prove è stata utilizzata una macchina servo-idraulica prodotta dalla ITALSIGMA di capacità massima 100kN, e adatta a sperimentazioni statiche e quasi-statiche, di cui è provvisto il laboratorio MasterLab dell'Università di Bologna, con sede a Forlì. Per ricavare tutti i parametri fondamentali caratteristici di ogni tipologia di prova di carico, si farà riferimento alla corrispettiva normativa, la cui procedura è definita dall'ente *ASTM international* [23]. L'obiettivo delle prove sperimentali è quello di reperire tutte le informazioni, definite per ogni specifica prova di carico, così da poterle inserire nella *carta materiale* all'interno del software Pam-Crash, e definire così la controparte virtuale del materiale considerato, che sarà analizzato nel capitolo successivo dedicato alle simulazioni strutturali.

4.2.1 Trazione statica/ciclica 0° e Trazione statica 90°

Per l'esecuzione di questa prova si è seguita la procedura indicata dalla normativa ASTM D30309/D3039M [24]. La prova consiste di fatto in una trazione ciclica a velocità, quasi-statica, di 2 mm/min di un provino a sezione rettangolare costituito da resina e tessuto plain weave, secondo la direzione dell'ordito, cioè 0°. Per questo tipo di prova si è dotata la macchina di afferraggi autocentranti che grazie alla presenza di slitte inclinate ha permesso di ottenere un perfetto allineamento verticale ed eliminare le torsioni del provino in quanto le ganasce che mordono sul di esso sono libere di scorrere su guide circolari. Il serraggio per carichi bassi avviene grazie al precarico fornito da semplici elementi elastici, mentre per carichi sufficientemente elevati si realizza autonomamente grazie alla presenza dei profili inclinati.



Figura 81: Macchina servo-idraulica in configurazione per prove a trazione

Le grandezze da acquisire, campionate con una frequenza di 10Hz grazie ad una acquisizione effettuata su quattro canali, mentre per i provini non strumentati con estensimetri si è, ovviamente, effettuata una acquisizione su due canali, risultano essere, in un'ottica successiva di implementazione su Pam-crash:

- Il modulo elastico nella direzione 0°(E01)
- Il modulo elastico nella direzione 90°(E02)

- Il carico P
- La deformazione longitudinale ε_{11} e trasversale ε_{22}
- Coefficiente di Poisson (NU012)
- I parametri che governano il danneggiamento della fibra se sollecitata in direzione longitudinale 1 (Y11c,Y110,Y11R)

Sotto vengono rappresentata le storie di carico per il provino T_0_1 (statica), T_0_2 per il caso ciclico relativo alla determinazione dei parametri legati al danneggiamento e T_90_2, per poter definire le caratteristiche, non solo in direzione dell'ordito ma anche in trama.

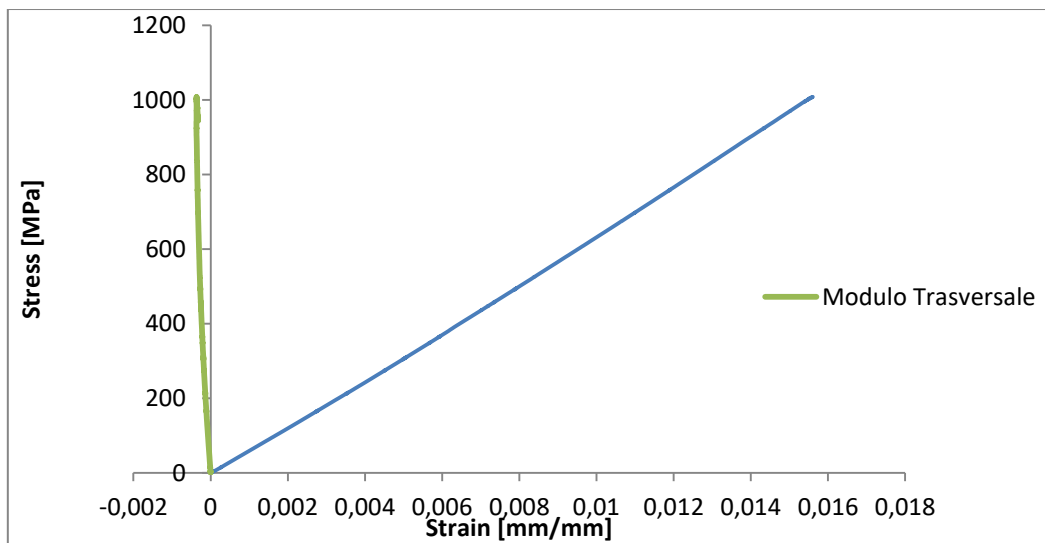


Figura 82: grafico tensione-deformazione per il provino T_0_1

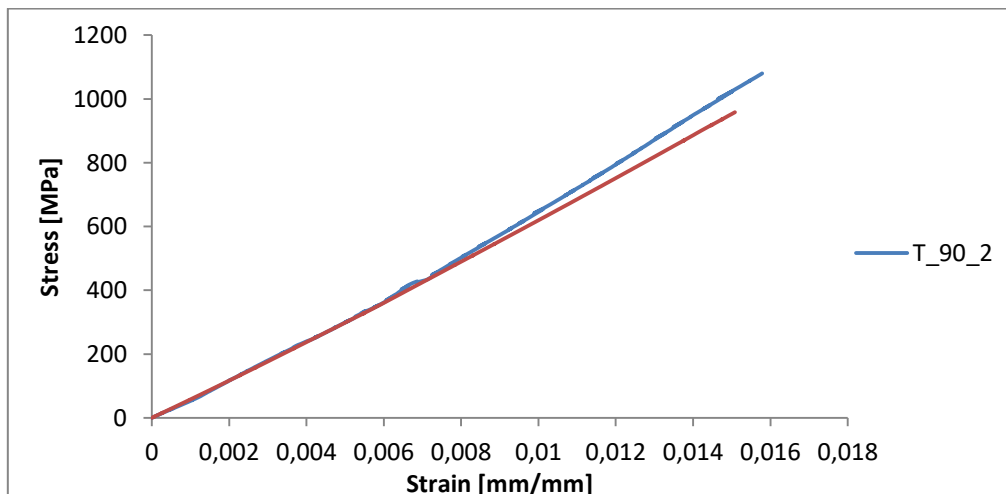


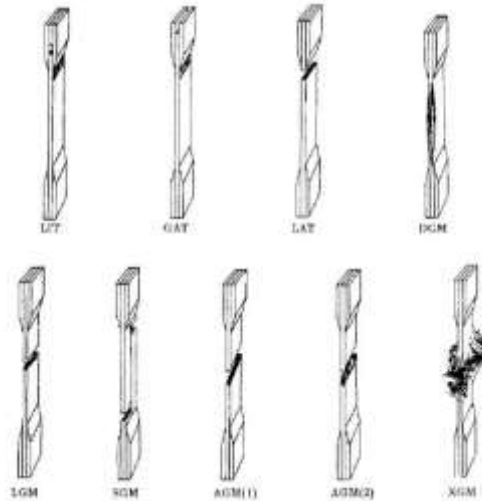
Figura 83: Grafico tensione-deformazione per provino: T_90_1 e T_90_2 con i quali si è giunti a rottura



Figura 84: Provini:T_90_1, T_90_2 e T_90_3, a seguito della prova di trazione statica, con rottura corretta



Figura 85: Provino T_0_3 nel quale non si è verificata la rottura bensì lo scollamento del tab(figura sotto).



| First Character | |
|-------------------|--------|
| Failure Type | Code |
| Angled | A |
| edge Delamination | D |
| Grip/tab | G |
| Lateral | L |
| Multi-mode | M(xyz) |
| long. Splitting | S |
| eXplosive | X |
| Other | O |

| Second Character | |
|-------------------|------|
| Failure Area | Code |
| Inside grip/tab | I |
| At grip/tab | A |
| <1W from grip/tab | W |
| Gage | G |
| Multiple areas | M |
| Various | V |
| Unknown | U |

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

Figura 86: Sigla per identificare la modalità di rottura(da normativa)[]

| Provino | Stress max [MPa] | Modalità di rottura |
|---------|------------------|---------------------|
| T_90_1 | 958 | LAT |
| T_90_2 | 1080 | OAV |
| T_90_3 | 1008 | LGM |
| T_0_1 | 1008 | LGM |
| T_0_2 | 933 | LGM |

Tabella 6: Carichi di rottura raggiunti dai provini caricati secondo la direzione della trama

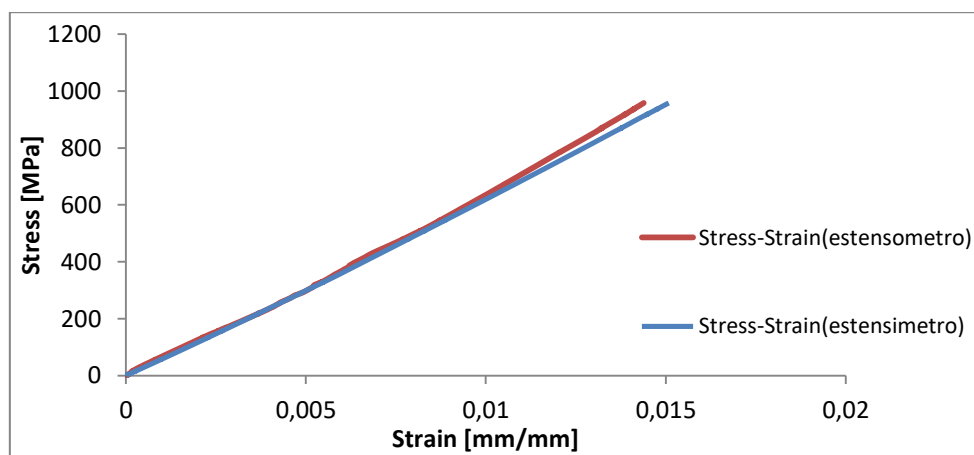


Figura 87: Andamento Tensione-Deformazione per il provino T_90_1. Da notare la corrispondenza nel rilevamento della deformazione da parte dell'estensimetro ed estensometro.

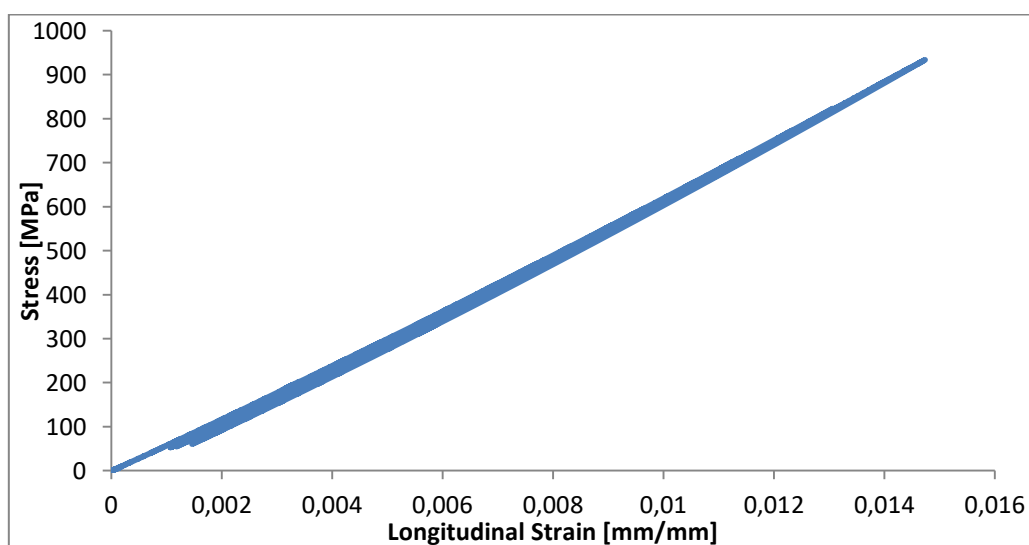


Figura 88: : Grafico tensione-deformazione per provino T_0_2 , caricato ciclicamente

Come si può osservare dai grafici precedenti, per tutte le prove il provino ha esibito un comportamento perfettamente elastico sino al momento della rottura, sia per i provini T_90 che per quelli T_0, avvenuta in corrispondenza di una deformazione longitudinale di circa 0,015 mm/mm; Sfortunatamente è risultato complicato poter ricavare con assoluta certezza il carico di rottura per i provini a della famiglia T_0, a causa del fatto che in tre provini su quattro hanno ceduto i tabs per l'elevato carico raggiunto in sede di prova(95kN). Per quanto riguarda il carico di rottura(tabella..), si è notato una notevole dispersione nei valori ottenuti; il valore medio si attesta intorno ai 997,4 MPa. A differenza delle prove a trazione con provini in carbonio del tipo unidirezionale [25], qui non si è assistito a leggeri fenomeni di decadimento della tensione in prossimità della rottura, grazie al fatto che il maggiore vincolo prodotto dalle fibre in trama fa sì che la rottura vada ad interessare un numero maggiore di fibre lungo lo spessore.

Il Modulo Elastico (E01) è stato calcolato in un intervallo compreso tra i 1000 e 3000 $\mu\epsilon$, come richiesto da normativa. Il valore ottenuto è di circa 60740 MPa, esibito sia con estensimetro che estensometro.

Va detto inoltre che in alcune prove, i valori di deformazione ottenuti con l'estensometro hanno subito delle escursioni non volute a causa della superficie troppo liscia del provino che ha causato lo slittamento delle due forchette. Per rimediare a questo inconveniente, nonostante fosse già stata predisposta, ad inizio prova, una fase di abrasione con carta vetrata sulla zona interessata al posizionamento dell'estensometro, si è pensato di spalmare una leggera patina di soluzione poliuretanic, utilizzata precedentemente per la protezione degli estensimetri, al fine di aumentare la rugosità superficiale.

Pe quanto riguarda il coefficiente di Poisson, definito come rapporto tra la deformazione trasversale(ϵ_{22}) e longitudinale(ϵ_{11}):

$$\nu = -\frac{\epsilon_{22}}{\epsilon_{11}}$$

tenendo a mente che i valori elevati riscontrati per piccole deformazioni sono frutto del rumore presente nelle misure eseguite dai due estensimetri, il valore ottenuto risulta circa pari a 0,032($\approx 0,30$ per un unidirezionale), in linea con i valori verificabili in letteratura[26], mettendo in evidenza l'elevata rigidità(riscontrabile anche dal modulo di elasticità trasversale in figura..) del componente, per la presenza di fibre anche in direzione perpendicolare alla direzione di carico, che favoriscono un vincolo alla normale contrazione in direzione trasversale.

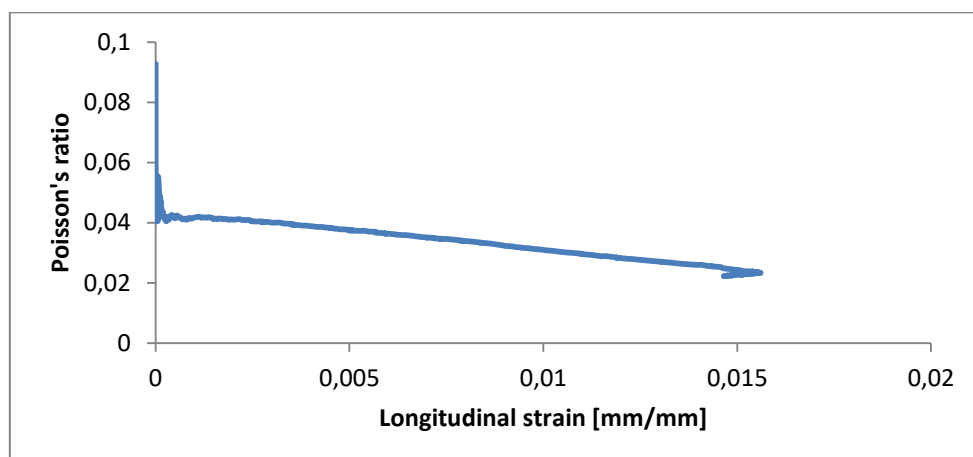


Figura 89: Andamento del coefficiente di Poisson al variare della deformazione longitudinale del provino T_0_1

Per quanto riguarda l'andamento del grafico tensione-deformazione per la prova ciclica (figura 88), il provino T_0_2 è stato sollecitato in controllo di carico in modo che quest'ultimo, tramite un controllore proporzionale/integrale, seguisse una curva "triangolare" ad ampiezza crescente. Si può notare, come ci si aspettava dalle caratteristiche del materiale in relazione alla prova, la completa assenza di plasticità. Ciò sta ad indicare il comportamento perfettamente fragile seguito dal materiale, facendo sì che non si possa osservare danneggiamento (non si realizza un calo del modulo di elasticità nei cicli successivi al primo), se non poco prima della rottura. Questo significa che il parametro utilizzato per quantificare il danneggiamento, d_{11} , sia zero fino a poco prima della rottura, a seguito della quale raggiunge immediatamente il suo valore massimo, $d_{11} = 1$ (per definizione), seguendo un andamento definito dalle equazioni viste nel paragrafo 3.1.3:

$$d_{11} = 0 \text{ se } Y_{11} < Y_{110}$$

$$d_{11} = \frac{(Y_{11} - Y_{110})}{Y_{11c}} \text{ per } Y_{110} < Y_{11} < Y_{11R}$$

$$d_{11} = d_{11max} \text{ altrimenti}$$

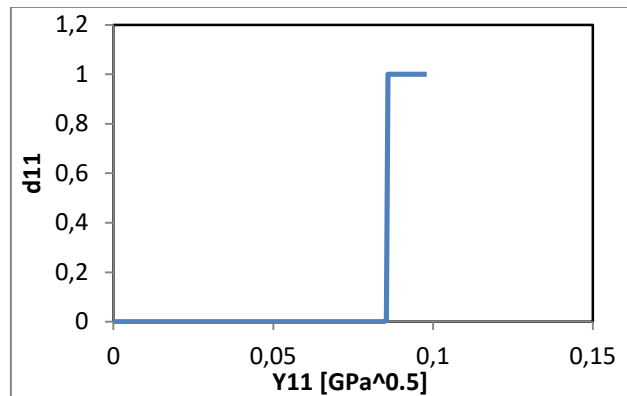


Figura 90 : Andamento del parametro di danno d_{11} in funzione di Y_{11} (provino T_0_2)

Per quanto riguarda la determinazione delle funzioni di evoluzione di danneggiamento, necessarie in input al software per poter descrivere correttamente la modalità di danneggiamento, risultano:

- Y_{110} : valore di inizio del danneggiamento a trazione
- Y_{11c} : valore critico del danneggiamento a trazione
- Y_{11R} : valore limite per cui si realizza la rottura

Il parametro generico che guida il danneggiamento è determinabile attraverso la seguente equazione:

$$Y_i = \sqrt{\frac{1}{2} E_0 (\varepsilon_i^{el})^2}$$

e proprio in virtù del fatto che non abbiamo danneggiamento, se non poco prima della rottura, si ha:

$$Y_i = \sqrt{\frac{1}{2} \frac{\sigma_{max}^2}{E_0}}$$

dove E_0 rappresenta il modulo di elasticità longitudinale, pari a 60700[MPa], $\sigma_{max}=933$ [MPa], è pari al valore massimo di tensione raggiunto durante la prova, a cui corrisponde un valore di inizio del danneggiamento Y_{110} , pari a 0.0848 [GPa^{0.5}].

In linea teorica, Il secondo limite dell'intervallo, Y_{11R} , dovrebbe coincidere con quanto ottenuto da Y_{110} , per le considerazioni affermate precedenti secondo cui, una volta raggiunto il primo danneggiamento, esso compori il cedimento istantaneo del componente (comportamento perfettamente fragile), e quindi la rottura, definita dal parametro Y_{11R} . Però, per evitare che il modello generi un errore, non è possibile avere $Y_{11R}=Y_{110}$, si deve per forza avere $Y_{11R} > Y_{110}$, quindi è sufficiente impostare un valore di Y_{11R} leggermente superiore rispetto a Y_{110} , cioè $Y_{11R}=0.085$ [GPa^{0.5}].

| ϵ (el) | Sigma [MPa] | Yi [GPa ^{0.5}] | d | E [GPa] | Sigma_dam [GPa] |
|-----------------|----------------|-----------------------------|---|------------|--------------------|
| 0 | 0 | 0 | 0 | 60,7 | 0 |
| 0,0001 | 6,07 | 0,00055091 | 0 | 60,7 | 6,07 |
| 0,0002 | 12,14 | 0,00110182 | 0 | 60,7 | 12,14 |
| 0,0003 | 18,21 | 0,00165273 | 0 | 60,7 | 18,21 |
| 0,0004 | 24,28 | 0,00220363 | 0 | 60,7 | 24,28 |
| 0,0005 | 30,35 | 0,00275454 | 0 | 60,7 | 30,35 |
| 0,0006 | 36,42 | 0,00330545 | 0 | 60,7 | 36,42 |
| 0,0007 | 42,49 | 0,00385636 | 0 | 60,7 | 42,49 |
| 0,0008 | 48,56 | 0,00440727 | 0 | 60,7 | 48,56 |
| 0,0009 | 54,63 | 0,00495818 | 0 | 60,7 | 54,63 |
| 0,001 | 60,7 | 0,00550908 | 0 | 60,7 | 60,7 |
| 0,0011 | 66,77 | 0,00605999 | 0 | 60,7 | 66,77 |
| 0,0012 | 72,84 | 0,0066109 | 0 | 60,7 | 72,84 |
| 0,0013 | 78,91 | 0,00716181 | 0 | 60,7 | 78,91 |
| 0,0014 | 84,98 | 0,00771272 | 0 | 60,7 | 84,98 |
| 0,0015 | 91,05 | 0,00826363 | 0 | 60,7 | 91,05 |
| 0,0016 | 97,12 | 0,00881453 | 0 | 60,7 | 97,12 |
| 0,0017 | 103,19 | 0,00936544 | 0 | 60,7 | 103,19 |
| 0,0018 | 109,26 | 0,00991635 | 0 | 60,7 | 109,26 |
| 0,0019 | 115,33 | 0,01046726 | 0 | 60,7 | 115,33 |
| 0,002 | 121,4 | 0,01101817 | 0 | 60,7 | 121,4 |
| 0,0021 | 127,47 | 0,01156908 | 0 | 60,7 | 127,47 |
| 0,0022 | 133,54 | 0,01211998 | 0 | 60,7 | 133,54 |
| 0,0023 | 139,61 | 0,01267089 | 0 | 60,7 | 139,61 |
| 0,0024 | 145,68 | 0,0132218 | 0 | 60,7 | 145,68 |
| 0,0025 | 151,75 | 0,01377271 | 0 | 60,7 | 151,75 |
| 0,0026 | 157,82 | 0,01432362 | 0 | 60,7 | 157,82 |
| 0,0027 | 163,89 | 0,01487453 | 0 | 60,7 | 163,89 |
| 0,0028 | 169,96 | 0,01542543 | 0 | 60,7 | 169,96 |
| 0,0029 | 176,03 | 0,01597634 | 0 | 60,7 | 176,03 |
| 0,003 | 182,1 | 0,01652725 | 0 | 60,7 | 182,1 |
| 0,0031 | 188,17 | 0,01707816 | 0 | 60,7 | 188,17 |
| 0,0032 | 194,24 | 0,01762907 | 0 | 60,7 | 194,24 |

| | | | | | |
|--------|--------|------------|---|------|--------|
| 0,0033 | 200,31 | 0,01817998 | 0 | 60,7 | 200,31 |
| 0,0034 | 206,38 | 0,01873088 | 0 | 60,7 | 206,38 |
| 0,0035 | 212,45 | 0,01928179 | 0 | 60,7 | 212,45 |
| 0,0036 | 218,52 | 0,0198327 | 0 | 60,7 | 218,52 |
| 0,0037 | 224,59 | 0,02038361 | 0 | 60,7 | 224,59 |
| 0,0038 | 230,66 | 0,02093452 | 0 | 60,7 | 230,66 |
| 0,0039 | 236,73 | 0,02148543 | 0 | 60,7 | 236,73 |
| 0,004 | 242,8 | 0,02203633 | 0 | 60,7 | 242,8 |
| 0,0041 | 248,87 | 0,02258724 | 0 | 60,7 | 248,87 |
| 0,0042 | 254,94 | 0,02313815 | 0 | 60,7 | 254,94 |
| 0,0043 | 261,01 | 0,02368906 | 0 | 60,7 | 261,01 |
| 0,0044 | 267,08 | 0,02423997 | 0 | 60,7 | 267,08 |
| 0,0045 | 273,15 | 0,02479088 | 0 | 60,7 | 273,15 |
| 0,0046 | 279,22 | 0,02534178 | 0 | 60,7 | 279,22 |
| 0,0047 | 285,29 | 0,02589269 | 0 | 60,7 | 285,29 |
| 0,0048 | 291,36 | 0,0264436 | 0 | 60,7 | 291,36 |
| 0,0049 | 297,43 | 0,02699451 | 0 | 60,7 | 297,43 |
| 0,005 | 303,5 | 0,02754542 | 0 | 60,7 | 303,5 |
| 0,0051 | 309,57 | 0,02809633 | 0 | 60,7 | 309,57 |
| 0,0052 | 315,64 | 0,02864723 | 0 | 60,7 | 315,64 |
| 0,0053 | 321,71 | 0,02919814 | 0 | 60,7 | 321,71 |
| 0,0054 | 327,78 | 0,02974905 | 0 | 60,7 | 327,78 |
| 0,0055 | 333,85 | 0,03029996 | 0 | 60,7 | 333,85 |
| 0,0056 | 339,92 | 0,03085087 | 0 | 60,7 | 339,92 |
| 0,0057 | 345,99 | 0,03140178 | 0 | 60,7 | 345,99 |
| 0,0058 | 352,06 | 0,03195268 | 0 | 60,7 | 352,06 |
| 0,0059 | 358,13 | 0,03250359 | 0 | 60,7 | 358,13 |
| 0,006 | 364,2 | 0,0330545 | 0 | 60,7 | 364,2 |
| 0,0061 | 370,27 | 0,03360541 | 0 | 60,7 | 370,27 |
| 0,0062 | 376,34 | 0,03415632 | 0 | 60,7 | 376,34 |
| 0,0063 | 382,41 | 0,03470723 | 0 | 60,7 | 382,41 |
| 0,0064 | 388,48 | 0,03525813 | 0 | 60,7 | 388,48 |
| 0,0065 | 394,55 | 0,03580904 | 0 | 60,7 | 394,55 |
| 0,0066 | 400,62 | 0,03635995 | 0 | 60,7 | 400,62 |
| 0,0067 | 406,69 | 0,03691086 | 0 | 60,7 | 406,69 |
| 0,0068 | 412,76 | 0,03746177 | 0 | 60,7 | 412,76 |
| 0,0069 | 418,83 | 0,03801268 | 0 | 60,7 | 418,83 |
| 0,007 | 424,9 | 0,03856358 | 0 | 60,7 | 424,9 |
| 0,0071 | 430,97 | 0,03911449 | 0 | 60,7 | 430,97 |
| 0,0072 | 437,04 | 0,0396654 | 0 | 60,7 | 437,04 |
| 0,0073 | 443,11 | 0,04021631 | 0 | 60,7 | 443,11 |
| 0,0074 | 449,18 | 0,04076722 | 0 | 60,7 | 449,18 |
| 0,0075 | 455,25 | 0,04131813 | 0 | 60,7 | 455,25 |
| 0,0076 | 461,32 | 0,04186903 | 0 | 60,7 | 461,32 |
| 0,0077 | 467,39 | 0,04241994 | 0 | 60,7 | 467,39 |
| 0,0078 | 473,46 | 0,04297085 | 0 | 60,7 | 473,46 |
| 0,0079 | 479,53 | 0,04352176 | 0 | 60,7 | 479,53 |

| | | | | | |
|--------|--------|------------|---|------|--------|
| 0,008 | 485,6 | 0,04407267 | 0 | 60,7 | 485,6 |
| 0,0081 | 491,67 | 0,04462358 | 0 | 60,7 | 491,67 |
| 0,0082 | 497,74 | 0,04517448 | 0 | 60,7 | 497,74 |
| 0,0083 | 503,81 | 0,04572539 | 0 | 60,7 | 503,81 |
| 0,0084 | 509,88 | 0,0462763 | 0 | 60,7 | 509,88 |
| 0,0085 | 515,95 | 0,04682721 | 0 | 60,7 | 515,95 |
| 0,0086 | 522,02 | 0,04737812 | 0 | 60,7 | 522,02 |
| 0,0087 | 528,09 | 0,04792903 | 0 | 60,7 | 528,09 |
| 0,0088 | 534,16 | 0,04847993 | 0 | 60,7 | 534,16 |
| 0,0089 | 540,23 | 0,04903084 | 0 | 60,7 | 540,23 |
| 0,009 | 546,3 | 0,04958175 | 0 | 60,7 | 546,3 |
| 0,0091 | 552,37 | 0,05013266 | 0 | 60,7 | 552,37 |
| 0,0092 | 558,44 | 0,05068357 | 0 | 60,7 | 558,44 |
| 0,0093 | 564,51 | 0,05123448 | 0 | 60,7 | 564,51 |
| 0,0094 | 570,58 | 0,05178538 | 0 | 60,7 | 570,58 |
| 0,0095 | 576,65 | 0,05233629 | 0 | 60,7 | 576,65 |
| 0,0096 | 582,72 | 0,0528872 | 0 | 60,7 | 582,72 |
| 0,0097 | 588,79 | 0,05343811 | 0 | 60,7 | 588,79 |
| 0,0098 | 594,86 | 0,05398902 | 0 | 60,7 | 594,86 |
| 0,0099 | 600,93 | 0,05453993 | 0 | 60,7 | 600,93 |
| 0,01 | 607 | 0,05509083 | 0 | 60,7 | 607 |
| 0,0101 | 613,07 | 0,05564174 | 0 | 60,7 | 613,07 |
| 0,0102 | 619,14 | 0,05619265 | 0 | 60,7 | 619,14 |
| 0,0103 | 625,21 | 0,05674356 | 0 | 60,7 | 625,21 |
| 0,0104 | 631,28 | 0,05729447 | 0 | 60,7 | 631,28 |
| 0,0105 | 637,35 | 0,05784538 | 0 | 60,7 | 637,35 |
| 0,0106 | 643,42 | 0,05839628 | 0 | 60,7 | 643,42 |
| 0,0107 | 649,49 | 0,05894719 | 0 | 60,7 | 649,49 |
| 0,0108 | 655,56 | 0,0594981 | 0 | 60,7 | 655,56 |
| 0,0109 | 661,63 | 0,06004901 | 0 | 60,7 | 661,63 |
| 0,011 | 667,7 | 0,06059992 | 0 | 60,7 | 667,7 |
| 0,0111 | 673,77 | 0,06115083 | 0 | 60,7 | 673,77 |
| 0,0112 | 679,84 | 0,06170173 | 0 | 60,7 | 679,84 |
| 0,0113 | 685,91 | 0,06225264 | 0 | 60,7 | 685,91 |
| 0,0114 | 691,98 | 0,06280355 | 0 | 60,7 | 691,98 |
| 0,0115 | 698,05 | 0,06335446 | 0 | 60,7 | 698,05 |
| 0,0116 | 704,12 | 0,06390537 | 0 | 60,7 | 704,12 |
| 0,0117 | 710,19 | 0,06445628 | 0 | 60,7 | 710,19 |
| 0,0118 | 716,26 | 0,06500718 | 0 | 60,7 | 716,26 |
| 0,0119 | 722,33 | 0,06555809 | 0 | 60,7 | 722,33 |
| 0,012 | 728,4 | 0,066109 | 0 | 60,7 | 728,4 |
| 0,0121 | 734,47 | 0,06665991 | 0 | 60,7 | 734,47 |
| 0,0122 | 740,54 | 0,06721082 | 0 | 60,7 | 740,54 |
| 0,0123 | 746,61 | 0,06776173 | 0 | 60,7 | 746,61 |
| 0,0124 | 752,68 | 0,06831263 | 0 | 60,7 | 752,68 |
| 0,0125 | 758,75 | 0,06886354 | 0 | 60,7 | 758,75 |
| 0,0126 | 764,82 | 0,06941445 | 0 | 60,7 | 764,82 |

| | | | | | |
|--------|---------|------------|----------|------|-------------|
| 0,0127 | 770,89 | 0,06996536 | 0 | 60,7 | 770,89 |
| 0,0128 | 776,96 | 0,07051627 | 0 | 60,7 | 776,96 |
| 0,0129 | 783,03 | 0,07106718 | 0 | 60,7 | 783,03 |
| 0,013 | 789,1 | 0,07161808 | 0 | 60,7 | 789,1 |
| 0,0131 | 795,17 | 0,07216899 | 0 | 60,7 | 795,17 |
| 0,0132 | 801,24 | 0,0727199 | 0 | 60,7 | 801,24 |
| 0,0133 | 807,31 | 0,07327081 | 0 | 60,7 | 807,31 |
| 0,0134 | 813,38 | 0,07382172 | 0 | 60,7 | 813,38 |
| 0,0135 | 819,45 | 0,07437263 | 0 | 60,7 | 819,45 |
| 0,0136 | 825,52 | 0,07492353 | 0 | 60,7 | 825,52 |
| 0,0137 | 831,59 | 0,07547444 | 0 | 60,7 | 831,59 |
| 0,0138 | 837,66 | 0,07602535 | 0 | 60,7 | 837,66 |
| 0,0139 | 843,73 | 0,07657626 | 0 | 60,7 | 843,73 |
| 0,014 | 849,8 | 0,07712717 | 0 | 60,7 | 849,8 |
| 0,0141 | 855,87 | 0,07767808 | 0 | 60,7 | 855,87 |
| 0,0142 | 861,94 | 0,07822898 | 0 | 60,7 | 861,94 |
| 0,0143 | 868,01 | 0,07877989 | 0 | 60,7 | 868,01 |
| 0,0144 | 874,08 | 0,0793308 | 0 | 60,7 | 874,08 |
| 0,0145 | 880,15 | 0,07988171 | 0 | 60,7 | 880,15 |
| 0,0146 | 886,22 | 0,08043262 | 0 | 60,7 | 886,22 |
| 0,0147 | 892,29 | 0,08098353 | 0 | 60,7 | 892,29 |
| 0,0148 | 898,36 | 0,08153443 | 0 | 60,7 | 898,36 |
| 0,0149 | 904,43 | 0,08208534 | 0 | 60,7 | 904,43 |
| 0,015 | 910,5 | 0,08263625 | 0 | 60,7 | 910,5 |
| 0,0151 | 916,57 | 0,08318716 | 0 | 60,7 | 916,57 |
| 0,0152 | 922,64 | 0,08373807 | 0 | 60,7 | 922,64 |
| 0,0153 | 928,71 | 0,08428898 | 0 | 60,7 | 928,71 |
| 0,0154 | 934,78 | 0,08483988 | 0,000972 | 60,7 | 933,8710255 |
| 0,0155 | 940,85 | 0,08539079 | 0,006481 | 60,7 | 934,7519019 |
| 0,0156 | 946,92 | 0,0859417 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0157 | 952,99 | 0,08649261 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0158 | 959,06 | 0,08704352 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0159 | 965,13 | 0,08759443 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,016 | 971,2 | 0,08814533 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0161 | 977,27 | 0,08869624 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0162 | 983,34 | 0,08924715 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0163 | 989,41 | 0,08979806 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0164 | 995,48 | 0,09034897 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0165 | 1001,55 | 0,09089988 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0166 | 1007,62 | 0,09145078 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0167 | 1013,69 | 0,09200169 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0168 | 1019,76 | 0,0925526 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0169 | 1025,83 | 0,09310351 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,017 | 1031,9 | 0,09365442 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0171 | 1037,97 | 0,09420533 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0172 | 1044,04 | 0,09475623 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0173 | 1050,11 | 0,09530714 | 1 | 60,7 | 0 |

| | | | | | |
|--------|---------|------------|---|------|---|
| 0,0174 | 1056,18 | 0,09585805 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0175 | 1062,25 | 0,09640896 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0176 | 1068,32 | 0,09695987 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0177 | 1074,39 | 0,09751078 | 1 | 60,7 | 0 |
| 0,0178 | 1080,46 | 0,09806168 | 1 | 60,7 | 0 |

Tabella 7: Output del modello analitico per i parametri della funzione di evoluzione del danneggiamento

Dai risultati ottenuti, il modello “salterà” la fase di danneggiamento lineare e passerà da non-danneggiato a danneggiato, per cui il parametro Y_{11c} , che ricordiamo definire la pendenza della retta che dal valore di danno zero porta al valore di danno massimo, cioè unitario, risulta ininfluente. Impostiamo quindi un valore non nullo, sufficientemente grande, in modo da non degenerare il modello, pari a $Y_{11c}=0.1 [GPa^{0.5}]$, visto che Y_{11c} si trova a denominatore nell’equazione per la definizione dell’andamento del parametro d_{11} .

| $Y_{110} [GPa^{0.5}]$ | $Y_{11c} [GPa^{0.5}]$ | $Y_{11R} [GPa^{0.5}]$ |
|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| 0.0848 | 0.1 | 0.0850 |

Tabella 8: Riassunto dei valori delle funzioni di evoluzione del danneggiamento

Mostriamo ora l’andamento della curva sperimentale con quella ottenuta dal modello analitico, sopra esposto:

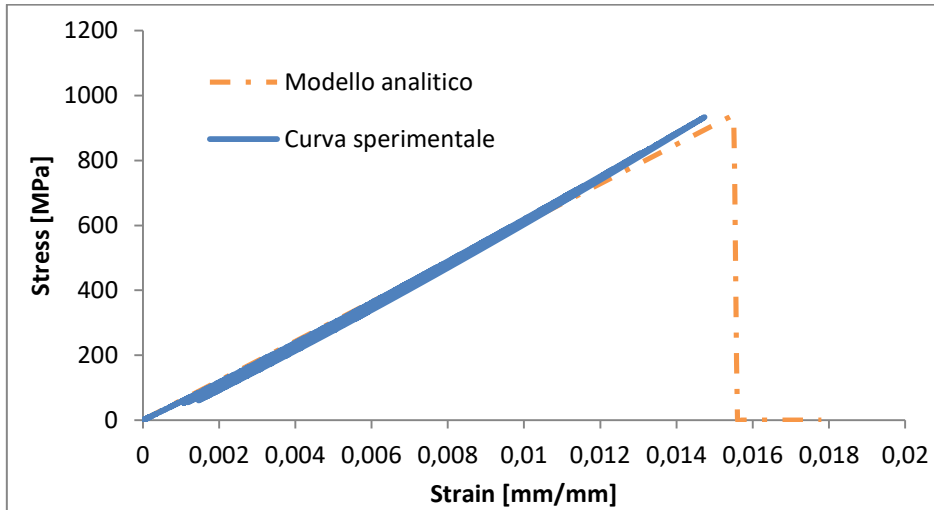


Figura 91: Rappresentazione della curva sperimentale e della stessa curva ottenuta seguendo il modello analitico con il conteggio del danneggiamento.

Dove il valore di tensione ,utilizzato per ricavare la curva per il modello analitico, risulta pari a:

$$\sigma_{damage} = \varepsilon_i^{el} E_0 (1 - d_i)$$

Per quanto riguarda l'esecuzione della prova con provini a 90°(figura 87), essa rispecchia lo stesso procedimento adottato precedentemente per la trazione statica/ciclica a 0°, con l'unica differenza che ora andiamo ad analizzare il comportamento del provino una volta caricate le fibre in trama e non più in ordito. L'obiettivo principale è sostanzialmente uno, ricavare il modulo di elasticità, E02, in questa direzione, pari a circa 61,1 MPa.

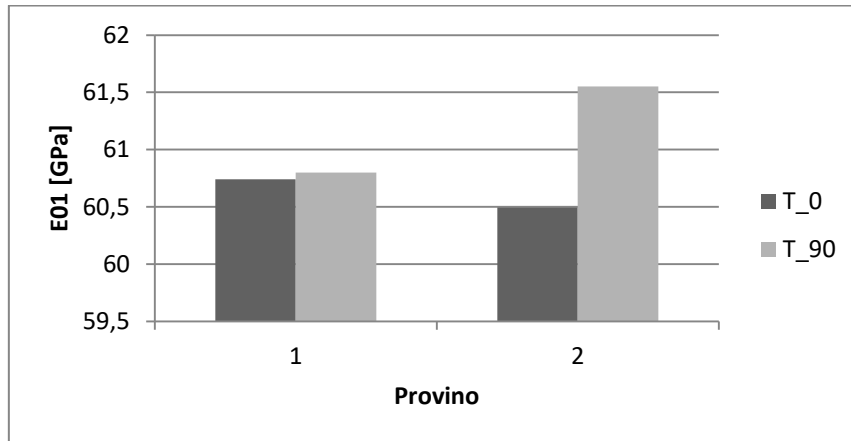


Figura 92: moduli di elasticità E01 ed E02 per i provini T_0_1, T_0_2 e T_90_1, T_90_2

4.2.2 Compressione statica/ciclica 0° e Compressione statica/ciclica 90°

Per l'esecuzione di questa tipologia di prova, sulla macchina sono stati montati gli afferraggi (figura 93) prescritti dalla normativa ASTM D3410/D3410M [27].

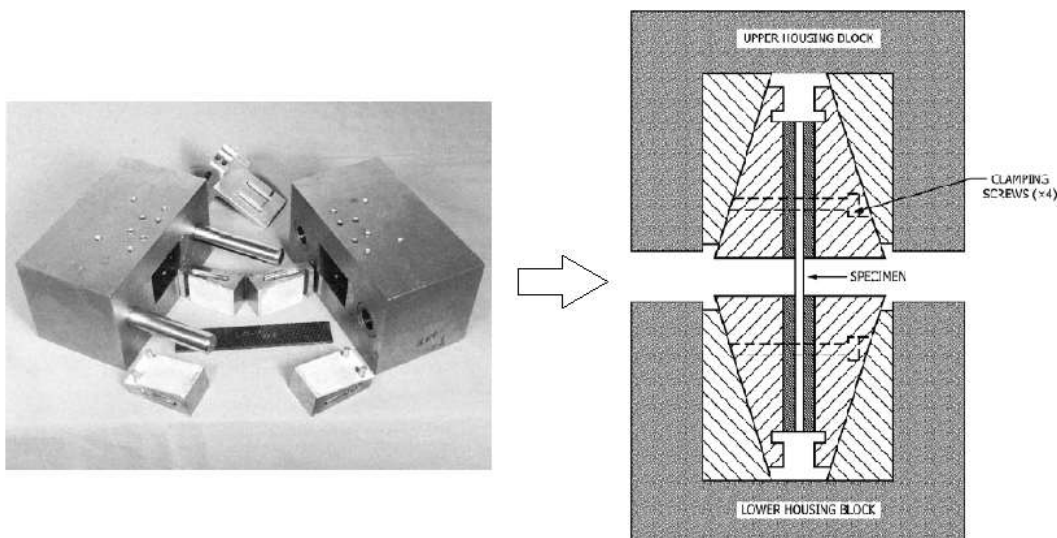


Figura 93: Apparecchiatura, proposta dalla normativa ASTM D3410/D3410M, per eseguire la prova a compressione.



Figura 94: Apparecchiatura, utilizzata nel laboratorio MasteLab di Forlì, per eseguire la prova a compressione

In Figura 94 è mostrata l'attrezzatura utilizzata per assemblare l'insieme composto da provino e ganasce. Per un perfetto allineamento delle semi-ganasce, sono stati utilizzati due blocchetti in acciaio; questi componenti sono stati poi rimossi per l'esecuzione della prova in quanto il trasferimento di carico al provino deve avvenire soltanto per via delle azioni tangenziali applicate sui talloni.

La prova consiste nella compressione, con una velocità, quasi stazionaria, di 1,5 mm/min, di un provino a sezione rettangolare uniforme, secondo la direzione dell'ordito, cioè 0°, e poi della trama, cioè 90°, acquisendo il carico, P , e la deformazione longitudinale, ϵ_{11} , che come consiglia la normativa è bene misurare su entrambe le facce del tratto utile (gauge length) al fine di valutare il livello di inflessione del

provino durante la prova. In questo caso l'adozione di talloni sul provino risulta una scelta obbligata al fine di trasferire correttamente, attraverso sforzi tangenziali, la sollecitazione di compressione. Inoltre al tratto utile è richiesta una precisa dimensione, ricavabile dalle tabelle esposte in normativa, al fine di evitare una eccessiva estensione che provocherebbe l'insorgenza di fenomeni di instabilità dell'equilibrio elastico (buckling), dall'altro però non deve essere troppo piccola, sia per concedere il giusto contributo alle deformazioni trasversali, ma anche per lasciare un adeguato spazio occupabile dall'estensimetro.

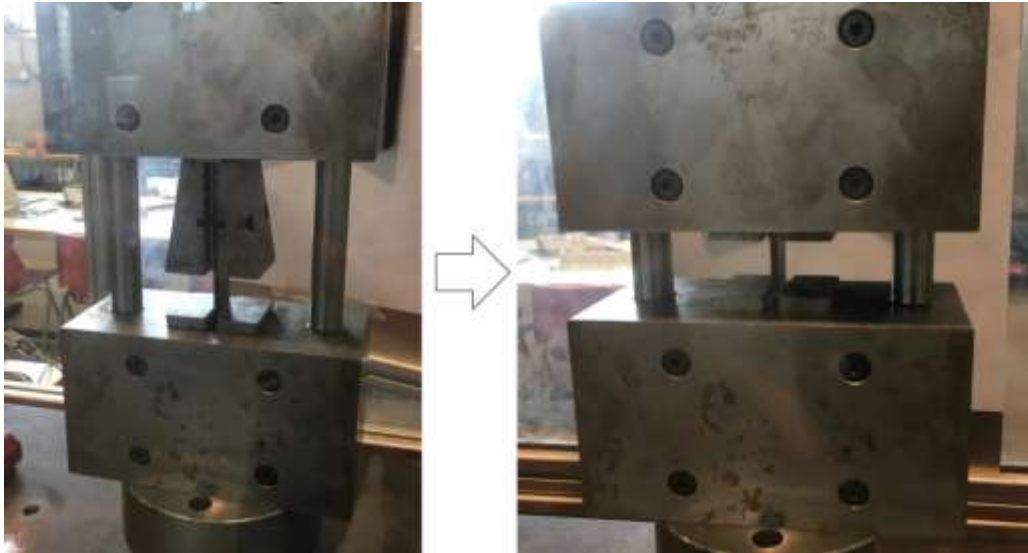


Figura 95: Le due ganasce, con all'interno il provino, vanno in battuta tra i due blocchi di acciaio...da questo momento in poi, la prova può avere inizio.

Tutte le grandezze acquisite sono state campionate ad una frequenza di 10 Hz. Per misurare il carico, P , si è utilizzata la stessa cella di carico da 100 kN utilizzata per le prove di trazione. Invece per la determinazione della deformazione, in due provini si sono utilizzati due estensimetri ciascuno (C_0_4 e C_90_1), come accennato precedentemente, in grado di rilevare le deformazioni longitudinali, $\varepsilon_{11 front}$ e $\varepsilon_{11 back}$, sulla superfici opposte del tratto utile.

Per questa tipologia di prova andremo a ricavare le seguenti grandezze:

- Il modulo elastico nella direzione di carico a compressione 0° (E0c1)
- Il modulo elastico nella direzione di carico a compressione 90° (E0c2)
- Il carico P
- Le deformazioni: $\varepsilon_{11 front}$, $\varepsilon_{11 back}$
- I parametri che governano il danneggiamento della fibra se sollecitata in direzione longitudinale 1 (Y11cC, Y11cO, Y11cR)

Al termine della prova, durante la fase di analisi dei dati, la normativa suggerisce di ricavare il tasso di inflessione $\%B$:

$$\%B = 100 \frac{\varepsilon_{11 front} - \varepsilon_{11 back}}{\varepsilon_{11 front} + \varepsilon_{11 back}}$$

Il cui valore deve rimanere, per tutto lo svolgimento della prova, entro un intervallo tra il +/-10%, al fine di poter escludere la presenza di fenomeni di instabilità dell'equilibrio elastico.

Tre provini su quattro, appartenenti a quelli caricati in ordito a 0°, hanno esibito modalità di rottura centrale(BGM), l'ultimo invece, adiacente ai tabs(HAT). Condizioni simili si sono verificate anche per i provini a 90°, visibili nel dettaglio nella tabella sottostante. Nel complesso tutti i provini hanno esibito modalità di rottura conformi a quanto previsto dalla normativa(figura 96), per essere considerati accettabili.

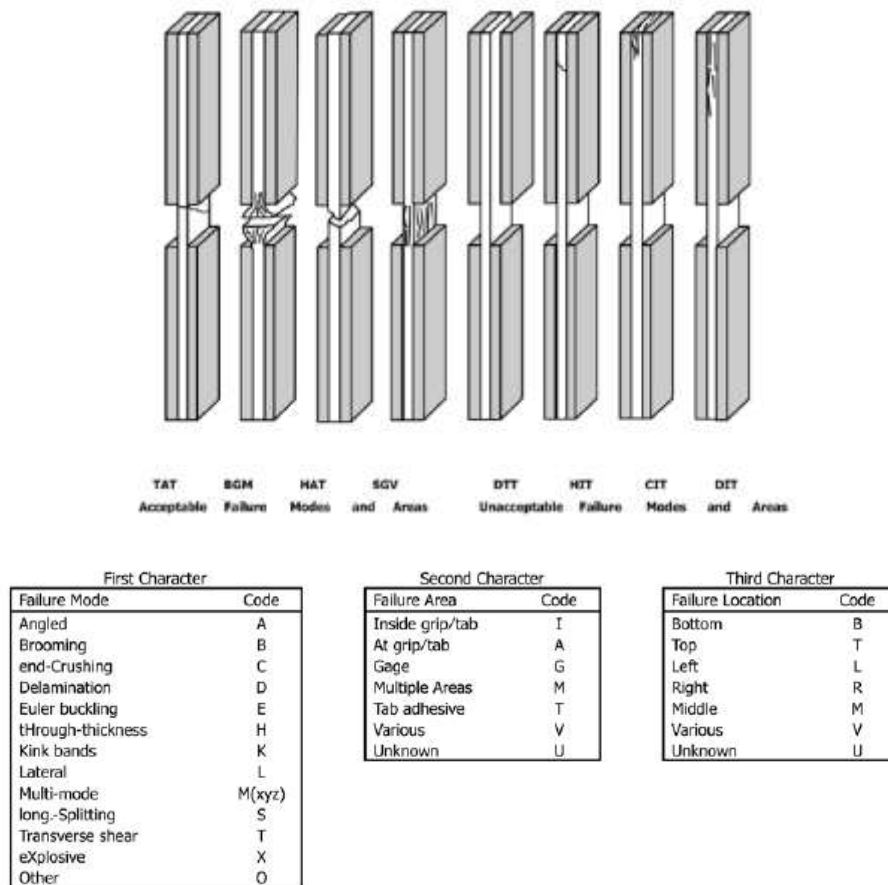


Figura 96: Proposta per la codifica delle modalità di rottura dei provini (ASTM D3410/D3410M)



Figura 97: modalità di rottura dei provini da C_0_1 a T_0_4 (immagine sinistra) e da C_90_1 a C_90_3 (immagine destra). Il leggero piegamento che alcuni provini mostrano è da attribuirsi solamente alla fase di rimozione dello stesso dalla macchina.

I primi test sono stati effettuati caricando staticamente i provini non estensimetrati, al fine di ricavare la tensione massima raggiunta durante la prova, che, come ci si aspettava da un tessuto plain weave, ha mostrato valori simili sia per l'ordito che per la trama. Sotto viene proposta la tabella che riassume i risultati:

| Provino | Stress max [MPa] | Modalità di rottura |
|--------------|------------------|---------------------|
| C_0_1 | 594 | BGM |
| C_0_2 | 534 | BGM |
| C_0_3 | 563 | HAT |
| C_0_4(est.) | 570 | BGM |
| C_90_1(est.) | 497 | TAT |
| C_90_2 | 506 | BGM |
| C_90_3 | 583 | TAT |

Tabella 9: Valori dei carichi di rottura della prova di compressione, con relativa sigla per identificare la modalità di rottura

Misurare la deformazione attraverso l' LVDT del pistone idraulico, comporterebbe molti errori in quanto bisogna considerare che, dati i carichi elevati, diventano rilevanti anche le deformazioni di tutti gli organi che compongono la macchina, comprese quelle degli affarraggi. Ciò che è stato appena affermato, trova conferma analizzando la storia di carico, per esempio del provino C_0_3(figura 98), nel quale gli assestamenti della macchina, durante la fase iniziale di carico, provocano, a causa dei giochi, una notevole variazione dell'andamento della tensione e deformazione, rendendo il valore di deformazione rilevato, praticamente inutilizzabile.

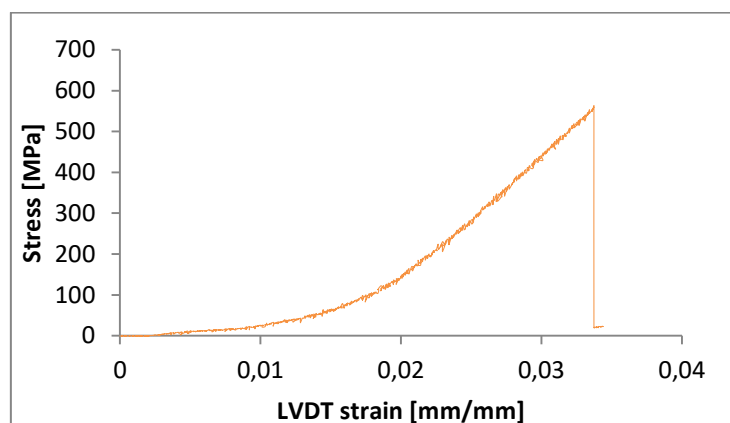


Figura 98: Andamento tensione-deformazione, misurata con LVDT, del provino C_0_2

Nel grafico sottostante viene invece rappresentato l'andamento della Tensione-Deformazione per uno dei due provini estensimetrati, C_0_4, sottoposto ad una storia di carico ciclica. La determinazione della deformazione in assenza di LVDT consente di non incorrere nelle problematiche sopra citate, e di ottenere il classico andamento della curva per questa tipologia di sollecitazione. Nello caso ciclico, sono stati realizzati un totale di nove cicli, gestiti in controllo di carico.

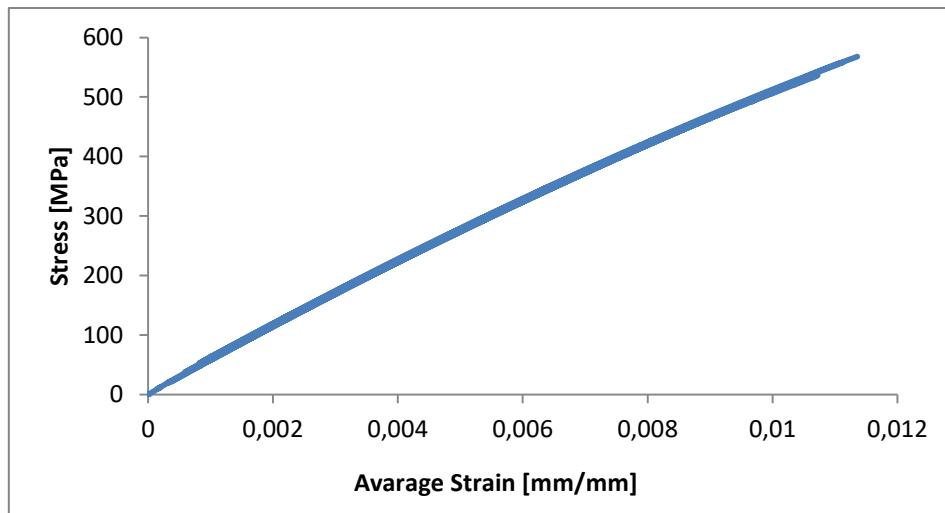


Figura 99: Grafico tensione-deformazione per la prova ciclica applicata al provino C_0_4



Figura 100: Foto che cattura il momento a seguito della rottura del provino C_0_4

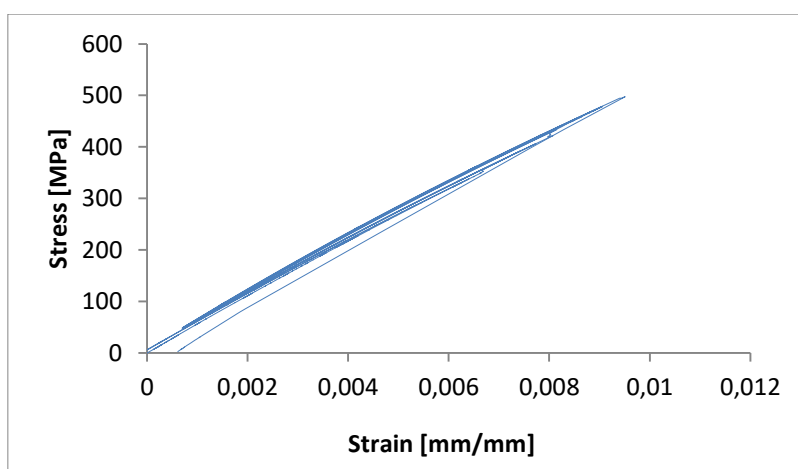


Figura 101: Grafico tensione-deformazione per la prova ciclica applicata al provino C_90_1

Per quanto riguarda il modulo elastico, esso risulta pari a 55,7 GPa(E0c1) per il caso a 0°, e pari a 53,97 GPa(E0c2) per 90°, ricavati rispettivamente dalle due prove nelle quali venivano coinvolti gli

estensimetri(poiché più precisi rispetto al caso della prova effettuata affidandosi all’LVDT della macchina), ed una deformazione massima che raggiunge, circa 0,01 mm/mm . Concludiamo con la determinazione della percentuale di inflessione che, per entrambi i provini estensimetrati, ha verificato l’appartenenza ad un intervallo non superiore al +/-10%, per ogni ciclo di carico:

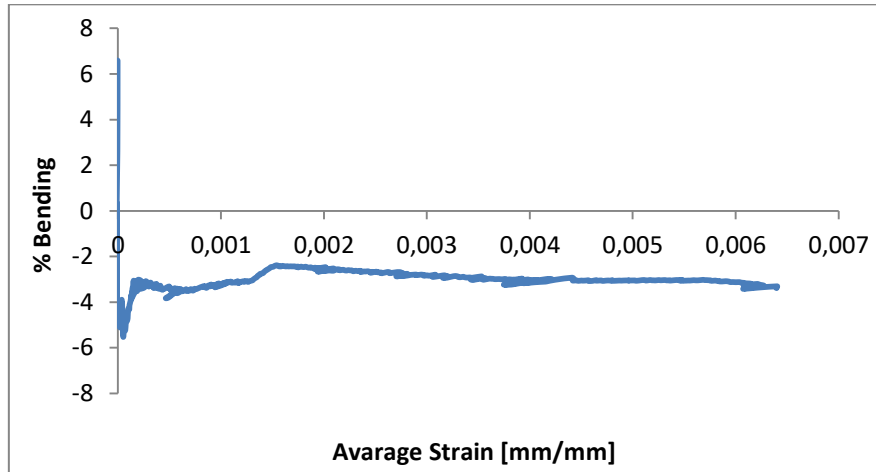


Figura 102: Andamento inflessione percentuale %B in funzione della deformazione media, per il provino C_90_1, durante il primo ciclo di carico.

Si può così escludere che la rottura non sia avvenuta a causa dell'insorgere di fenomeni di buckling, nonostante sia da rilevare che durante la fase di scaricamento di ogni ciclo, i valori percentuali raggiungevano numeri superiori al 30% per tempi molto brevi e che tornavano alla normalità in seguito all’applicazione del carico confacente al ciclo successivo. La causa di questi valori elevati di %B all'inizio della prova, sono da attribuire al rumore presente nella misura delle due deformazioni.

Parimenti al caso della trazione, anche con la compressione abbiamo visto un comportamento perfettamente fragile(figura), con assenza di plasticità all’avanzare dei cicli di carico. Per questo motivo ricaveremo le funzioni di evoluzione del danneggiamento $Y_{110c}, Y_{11Cc}, Y_{11Rc}$ con lo stesso procedimento visto per il caso a trazione, ottenendo:

$$d_{11c} = 0 \text{ se } \underline{Y_{11}} < Y_{110c}$$

$$d_{11c} = \frac{(Y_{11} - Y_{110c})}{Y_{11Cc}} \text{ per } Y_{110c} < \underline{Y_{11}} < Y_{11Rc}$$

$$d_{11c} = d_{11max} \text{ altrimenti}$$

| ϵ (el) | sigma [MPa] | Yi [GPa^0.5] | d | E [GPa] | Sigma_dam [GPa] |
|-----------------|-------------|--------------|---|---------|-----------------|
| 0 | 0 | 0 | 0 | 55,7 | 0 |
| 0,0001 | 5,57 | 0,000528 | 0 | 55,7 | 5,57 |
| 0,0002 | 11,14 | 0,001055 | 0 | 55,7 | 11,14 |

| | | | | | |
|--------|--------|----------|---|------|--------|
| 0,0003 | 16,71 | 0,001583 | 0 | 55,7 | 16,71 |
| 0,0004 | 22,28 | 0,002111 | 0 | 55,7 | 22,28 |
| 0,0005 | 27,85 | 0,002639 | 0 | 55,7 | 27,85 |
| 0,0006 | 33,42 | 0,003166 | 0 | 55,7 | 33,42 |
| 0,0007 | 38,99 | 0,003694 | 0 | 55,7 | 38,99 |
| 0,0008 | 44,56 | 0,004222 | 0 | 55,7 | 44,56 |
| 0,0009 | 50,13 | 0,00475 | 0 | 55,7 | 50,13 |
| 0,001 | 55,7 | 0,005277 | 0 | 55,7 | 55,7 |
| 0,0011 | 61,27 | 0,005805 | 0 | 55,7 | 61,27 |
| 0,0012 | 66,84 | 0,006333 | 0 | 55,7 | 66,84 |
| 0,0013 | 72,41 | 0,006861 | 0 | 55,7 | 72,41 |
| 0,0014 | 77,98 | 0,007388 | 0 | 55,7 | 77,98 |
| 0,0015 | 83,55 | 0,007916 | 0 | 55,7 | 83,55 |
| 0,0016 | 89,12 | 0,008444 | 0 | 55,7 | 89,12 |
| 0,0017 | 94,69 | 0,008971 | 0 | 55,7 | 94,69 |
| 0,0018 | 100,26 | 0,009499 | 0 | 55,7 | 100,26 |
| 0,0019 | 105,83 | 0,010027 | 0 | 55,7 | 105,83 |
| 0,002 | 111,4 | 0,010555 | 0 | 55,7 | 111,4 |
| 0,0021 | 116,97 | 0,011082 | 0 | 55,7 | 116,97 |
| 0,0022 | 122,54 | 0,01161 | 0 | 55,7 | 122,54 |
| 0,0023 | 128,11 | 0,012138 | 0 | 55,7 | 128,11 |
| 0,0024 | 133,68 | 0,012666 | 0 | 55,7 | 133,68 |
| 0,0025 | 139,25 | 0,013193 | 0 | 55,7 | 139,25 |
| 0,0026 | 144,82 | 0,013721 | 0 | 55,7 | 144,82 |
| 0,0027 | 150,39 | 0,014249 | 0 | 55,7 | 150,39 |
| 0,0028 | 155,96 | 0,014776 | 0 | 55,7 | 155,96 |
| 0,0029 | 161,53 | 0,015304 | 0 | 55,7 | 161,53 |
| 0,003 | 167,1 | 0,015832 | 0 | 55,7 | 167,1 |
| 0,0031 | 172,67 | 0,01636 | 0 | 55,7 | 172,67 |
| 0,0032 | 178,24 | 0,016887 | 0 | 55,7 | 178,24 |
| 0,0033 | 183,81 | 0,017415 | 0 | 55,7 | 183,81 |
| 0,0034 | 189,38 | 0,017943 | 0 | 55,7 | 189,38 |
| 0,0035 | 194,95 | 0,018471 | 0 | 55,7 | 194,95 |
| 0,0036 | 200,52 | 0,018998 | 0 | 55,7 | 200,52 |
| 0,0037 | 206,09 | 0,019526 | 0 | 55,7 | 206,09 |
| 0,0038 | 211,66 | 0,020054 | 0 | 55,7 | 211,66 |
| 0,0039 | 217,23 | 0,020582 | 0 | 55,7 | 217,23 |
| 0,004 | 222,8 | 0,021109 | 0 | 55,7 | 222,8 |
| 0,0041 | 228,37 | 0,021637 | 0 | 55,7 | 228,37 |
| 0,0042 | 233,94 | 0,022165 | 0 | 55,7 | 233,94 |
| 0,0043 | 239,51 | 0,022692 | 0 | 55,7 | 239,51 |
| 0,0044 | 245,08 | 0,02322 | 0 | 55,7 | 245,08 |
| 0,0045 | 250,65 | 0,023748 | 0 | 55,7 | 250,65 |
| 0,0046 | 256,22 | 0,024276 | 0 | 55,7 | 256,22 |
| 0,0047 | 261,79 | 0,024803 | 0 | 55,7 | 261,79 |
| 0,0048 | 267,36 | 0,025331 | 0 | 55,7 | 267,36 |
| 0,0049 | 272,93 | 0,025859 | 0 | 55,7 | 272,93 |

| | | | | | |
|--------|--------|----------|---|------|--------|
| 0,005 | 278,5 | 0,026387 | 0 | 55,7 | 278,5 |
| 0,0051 | 284,07 | 0,026914 | 0 | 55,7 | 284,07 |
| 0,0052 | 289,64 | 0,027442 | 0 | 55,7 | 289,64 |
| 0,0053 | 295,21 | 0,02797 | 0 | 55,7 | 295,21 |
| 0,0054 | 300,78 | 0,028497 | 0 | 55,7 | 300,78 |
| 0,0055 | 306,35 | 0,029025 | 0 | 55,7 | 306,35 |
| 0,0056 | 311,92 | 0,029553 | 0 | 55,7 | 311,92 |
| 0,0057 | 317,49 | 0,030081 | 0 | 55,7 | 317,49 |
| 0,0058 | 323,06 | 0,030608 | 0 | 55,7 | 323,06 |
| 0,0059 | 328,63 | 0,031136 | 0 | 55,7 | 328,63 |
| 0,006 | 334,2 | 0,031664 | 0 | 55,7 | 334,2 |
| 0,0061 | 339,77 | 0,032192 | 0 | 55,7 | 339,77 |
| 0,0062 | 345,34 | 0,032719 | 0 | 55,7 | 345,34 |
| 0,0063 | 350,91 | 0,033247 | 0 | 55,7 | 350,91 |
| 0,0064 | 356,48 | 0,033775 | 0 | 55,7 | 356,48 |
| 0,0065 | 362,05 | 0,034303 | 0 | 55,7 | 362,05 |
| 0,0066 | 367,62 | 0,03483 | 0 | 55,7 | 367,62 |
| 0,0067 | 373,19 | 0,035358 | 0 | 55,7 | 373,19 |
| 0,0068 | 378,76 | 0,035886 | 0 | 55,7 | 378,76 |
| 0,0069 | 384,33 | 0,036413 | 0 | 55,7 | 384,33 |
| 0,007 | 389,9 | 0,036941 | 0 | 55,7 | 389,9 |
| 0,0071 | 395,47 | 0,037469 | 0 | 55,7 | 395,47 |
| 0,0072 | 401,04 | 0,037997 | 0 | 55,7 | 401,04 |
| 0,0073 | 406,61 | 0,038524 | 0 | 55,7 | 406,61 |
| 0,0074 | 412,18 | 0,039052 | 0 | 55,7 | 412,18 |
| 0,0075 | 417,75 | 0,03958 | 0 | 55,7 | 417,75 |
| 0,0076 | 423,32 | 0,040108 | 0 | 55,7 | 423,32 |
| 0,0077 | 428,89 | 0,040635 | 0 | 55,7 | 428,89 |
| 0,0078 | 434,46 | 0,041163 | 0 | 55,7 | 434,46 |
| 0,0079 | 440,03 | 0,041691 | 0 | 55,7 | 440,03 |
| 0,008 | 445,6 | 0,042218 | 0 | 55,7 | 445,6 |
| 0,0081 | 451,17 | 0,042746 | 0 | 55,7 | 451,17 |
| 0,0082 | 456,74 | 0,043274 | 0 | 55,7 | 456,74 |
| 0,0083 | 462,31 | 0,043802 | 0 | 55,7 | 462,31 |
| 0,0084 | 467,88 | 0,044329 | 0 | 55,7 | 467,88 |
| 0,0085 | 473,45 | 0,044857 | 0 | 55,7 | 473,45 |
| 0,0086 | 479,02 | 0,045385 | 0 | 55,7 | 479,02 |
| 0,0087 | 484,59 | 0,045913 | 0 | 55,7 | 484,59 |
| 0,0088 | 490,16 | 0,04644 | 0 | 55,7 | 490,16 |
| 0,0089 | 495,73 | 0,046968 | 0 | 55,7 | 495,73 |
| 0,009 | 501,3 | 0,047496 | 0 | 55,7 | 501,3 |
| 0,0091 | 506,87 | 0,048024 | 0 | 55,7 | 506,87 |
| 0,0092 | 512,44 | 0,048551 | 0 | 55,7 | 512,44 |
| 0,0093 | 518,01 | 0,049079 | 0 | 55,7 | 518,01 |
| 0,0094 | 523,58 | 0,049607 | 0 | 55,7 | 523,58 |
| 0,0095 | 529,15 | 0,050134 | 0 | 55,7 | 529,15 |
| 0,0096 | 534,72 | 0,050662 | 0 | 55,7 | 534,72 |

| | | | | | |
|--------|--------|----------|----------|------|------------|
| 0,0097 | 540,29 | 0,05119 | 0 | 55,7 | 540,29 |
| 0,0098 | 545,86 | 0,051718 | 0 | 55,7 | 545,86 |
| 0,0099 | 551,43 | 0,052245 | 0 | 55,7 | 551,43 |
| 0,01 | 557 | 0,052773 | 0 | 55,7 | 557 |
| 0,0101 | 562,57 | 0,053301 | 0 | 55,7 | 562,57 |
| 0,0102 | 568,14 | 0,053829 | 2,65E-05 | 55,7 | 568,124928 |
| 0,0103 | 573,71 | 0,054356 | 0,001082 | 55,7 | 573,089251 |
| 0,0104 | 579,28 | 0,054884 | 0,002137 | 55,7 | 578,041816 |
| 0,0105 | 584,85 | 0,055412 | 0,003193 | 55,7 | 582,982624 |
| 0,0106 | 590,42 | 0,055939 | 0,004248 | 55,7 | 587,911673 |
| 0,0107 | 595,99 | 0,056467 | 0,005304 | 55,7 | 592,828965 |
| 0,0108 | 601,56 | 0,056995 | 0,006359 | 55,7 | 597,734499 |
| 0,0109 | 607,13 | 0,057523 | 0,007415 | 55,7 | 602,628275 |
| 0,011 | 612,7 | 0,05805 | 0,00847 | 55,7 | 607,510293 |
| 0,0111 | 618,27 | 0,058578 | 0,009526 | 55,7 | 612,380554 |
| 0,0112 | 623,84 | 0,059106 | 0,010581 | 55,7 | 617,239056 |
| 0,0113 | 629,41 | 0,059634 | 0,011637 | 55,7 | 622,085801 |
| 0,0114 | 634,98 | 0,060161 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0115 | 640,55 | 0,060689 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0116 | 646,12 | 0,061217 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0117 | 651,69 | 0,061745 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0118 | 657,26 | 0,062272 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0119 | 662,83 | 0,0628 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,012 | 668,4 | 0,063328 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0121 | 673,97 | 0,063855 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0122 | 679,54 | 0,064383 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0123 | 685,11 | 0,064911 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0124 | 690,68 | 0,065439 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0125 | 696,25 | 0,065966 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0126 | 701,82 | 0,066494 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0127 | 707,39 | 0,067022 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0128 | 712,96 | 0,06755 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,0129 | 718,53 | 0,068077 | 1 | 55,7 | 0 |
| 0,013 | 724,1 | 0,068605 | 1 | 55,7 | 0 |

Tabella 10: Output del modello analitico per i parametri della funzione di evoluzione del danneggiamento

Per cui otteniamo i seguenti parametri:

| Y_{110c} [GPa ^{0.5}] | Y_{11Cc} [GPa ^{0.5}] | Y_{11Rc} [GPa ^{0.5}] |
|----------------------------------|----------------------------------|----------------------------------|
| 0.054 | 0.5 | 0.059 |

Tabella 11: Riassunto dei valori delle funzioni di evoluzione del danneggiamento

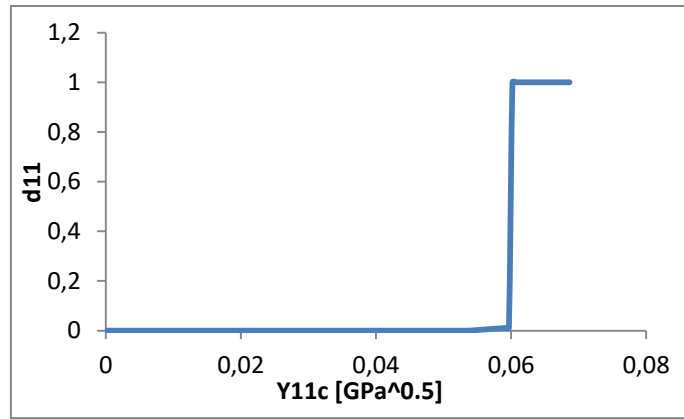


Figura 103 : Andamento del parametro di danno d_{11} in funzione di Y_{11c} (provino C_0_4)

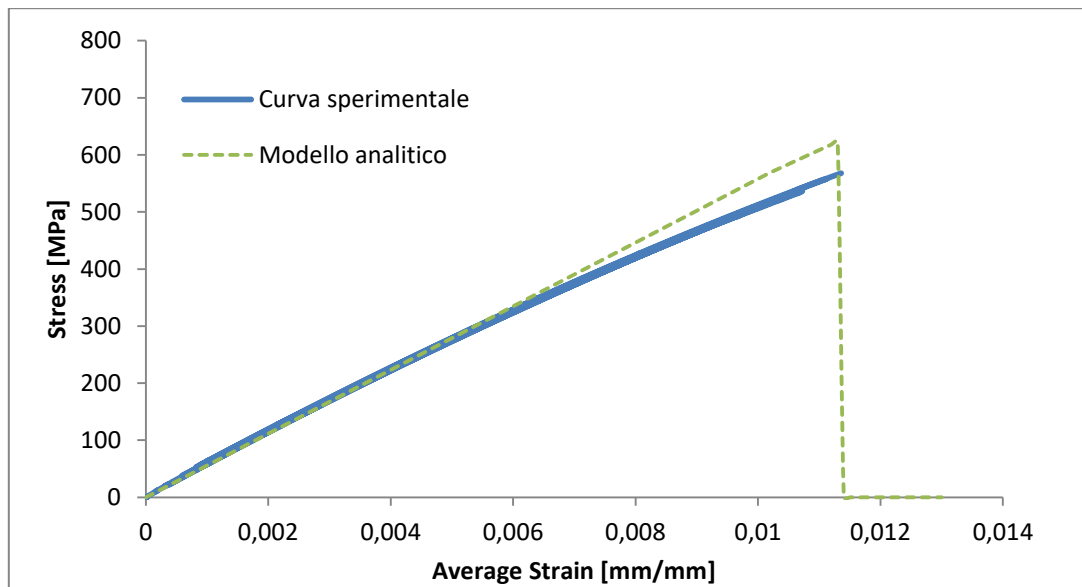


Figura 104: Rappresentazione della curva sperimentale e della stessa curva ottenuta seguendo il modello analitico con il conteggio del danneggiamento (provino C_0_4).

4.2.3 Trazione ciclica 45°

Attraverso questa prova siamo in grado di ricavare le proprietà del tessuto quando quest'ultimo è sottoposto a sollecitazioni a taglio, nonché definire le caratteristiche della matrice, seguendo lo stesso approccio come nel caso di compositi unidirezionali. In particolare sono determinabili le seguenti grandezze:

- Il modulo di elasticità tangenziale(G_{012})
- I parametri del modello di danneggiamento della matrice con sollecitazione a taglio ($Y_{120}, Y_{12c}, Y_{12R}$)
- La legge di plasticizzazione della matrice($R_0, BETA, m$)

La normativa di riferimento, a cui la prova si affida, è la ASTM D3518/D3518M[28]. Essa consiste nel sottoporre il provino, caratterizzato da lamine disposte a $\pm 45^\circ$ rispetto alla direzione di carico, a trazione, applicando cicli di tensione via via crescenti. Infatti attraverso la ciclicità della prova, è possibile andare a definire e studiare, la funzione di evoluzione del danneggiamento, similmente a quanto visto per il caso a trazione a 0° , secondo il principio definito dal "metodo del danneggiamento continuo"(CDM) proposto da Ladevèze, attraverso l'osservazione di come il modulo di elasticità tangenziale iniziale, G_{12}^0 , dopo l'applicazione di i cicli di carico, decada a un valore inferiore, G_{12}^i . Per prima cosa è necessario conoscere lo sforzo e deformazione tangenziali a cui è sottoposto il provino:

$$\sigma_{12} = \frac{P}{2A}$$

$$\varepsilon_{12} = \varepsilon_L - \varepsilon_T$$

dove P è il carico, ε_L la deformazione longitudinale, ε_T la deformazione trasversale(parametri acquisiti durante lo svolgimento della prova), mentre A è la sezione resistente. Successivamente bisogna determinare il danneggiamento d_i , facente capo all' i -esimo ciclo di carico, secondo la seguente formulazione:

$$d_i = 1 - \frac{G_{12}^i}{G_{12}^0}$$

Questo è un parametro importante, che definisce le caratteristiche non rigenerative del materiale. Ciò significa che, durante la fase di scarico della lamina, il danneggiamento è mantenuto costante fino a che non viene applicato un nuovo carico che causa l'accumulo di altro danno, come accennato nel capitolo 3 relativo ai modelli di danneggiamento. Con la conoscenza delle grandezze definite sopra, è ora possibile ricavare il parametro cercato, la funzione ausiliaria $Y(t)$, per ogni ciclo di carico, secondo la funzione:

$$Y_i = \sqrt{\frac{1}{2} G_{12}^0 (2\varepsilon_{12}^{el})^2} = \sqrt{\frac{1}{2} \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0 (1 - d_{12})^2}}$$

dove σ_{12} rappresenta la tensione tangenziale massima raggiunta nell' i -esimo ciclo.

Quindi i parametri che descrivono il modello di evoluzione del danneggiamento si possono determinare valutando la dipendenza tra danneggiamento, d , e parametro $Y(t)$ secondo una funzione del tipo:

$$d_{12} = 0 \text{ se } Y_{12} < Y_{120}$$

$$d_{12} = \frac{(\ln Y_{12} - \ln Y_{120})}{Y_{12c}} \text{ per } Y_{120} < Y_{12} < Y_{12R}$$

$$d_{12} = d_{12max} \text{ altrimenti}$$

dove Y_0 e Y_c sono due valori ottenibili attraverso un'interpolazione ai minimi quadrati dei valori di danneggiamento, d_i e $Y(t)$.

Infine per quanto riguarda il parametro legato al danneggiamento massimo, per il quale si verifica la condizione di rottura a taglio, esso è determinabile considerando il valore massimo che il parametro $Y(t)$ assume durante la prova:

$$Y_R = \max[Y(t)]$$

Per quanto riguarda la legge di plasticizzazione della matrice, innanzitutto è necessario determinare, per ogni ciclo di carico, l'ammontare della somma fra la tensione di snervamento, R_0 , e la funzione di incrudimento, R , tramite l'equazione:

$$R_0 + R = \frac{\sigma_{12}^i}{1 - d_i}$$

Quindi si calcola la deformazione plastica accumulata, p , come l'integrale del complemento ad uno del danneggiamento, d , in funzione della deformazione plastica riscontrata, ε_{12}^p :

$$p = \int_0^{\varepsilon_{12}^p} (1 - d) d \varepsilon_{12}^p = \sum_{j=1}^i \frac{1}{2} \varepsilon_p^j [1 - d_{12}]_{j-1}^j$$

Dove j sono i cicli di carico mentre ε_p (pari a $\varepsilon_{tot} - \varepsilon_{el}$), rappresenta la deformazione plastica.

Infine riportando la quantità $R_0 + R$ in funzione della deformazione plastica accumulata si possono determinare, tramite un'interpolazione con legge esponenziale dei punti ottenuti, i coefficienti della legge di incrudimento che costituisce la funzione R :

$$R(p) = Beta * p^{(m)}$$

Con $Beta$ che rappresenta una costante del materiale ed m il coefficiente di incrudimento.

Per quanto riguarda il set-up adottato per l'esecuzione della prova, risulta essere lo stesso impiegato per il caso a trazione di provini a 0° , come anche viene condivisa la stessa legge in controllo di carico, pari ad una velocità della traversa di 2 mm/min. Il carico, P , è stato monitorato con una cella di carico da 100 kN mentre la deformazione longitudinale, ε_L , e quella trasversale, ε_T , non avendo a disposizione due estensometri, si sono sfruttati due estensimetri (rosetta) in configurazione longitudinale e trasversale, ed un estensometro sempre disposto per la misura della deformazione longitudinale. Si tenga presente che,

date le elevate deformazioni in gioco, risulta impossibile ottenere informazioni sulla deformazione da parte degli estensimetri nell'arco dell'intera prova, in quanto sicuramente si assisterebbe ad uno scollamento di quest'ultimi. L'obiettivo infatti è ottenere una misura corretta del coefficiente di contrazione trasversale e del modulo di elasticità tangenziale, che compete ai primi due cicli, mentre per quanto riguarda i successivi, sfruttare la misura dell'estensometro; infatti è possibile ricondursi alla deformazione trasversale, ed ottenere la deformazione totale ε_{12} , grazie ad una semplice passaggio matematico, che presuppone la conoscenza del coefficiente di contrazione trasversale:

$$\nu = -\frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{11}} \text{ da cui } \varepsilon_{12} = (\varepsilon_{11} + \nu * \varepsilon_{11})$$

Ora analizziamo i risultati delle prove sperimentali, riguardo gli andamenti di tensione e deformazione per i quattro provini:

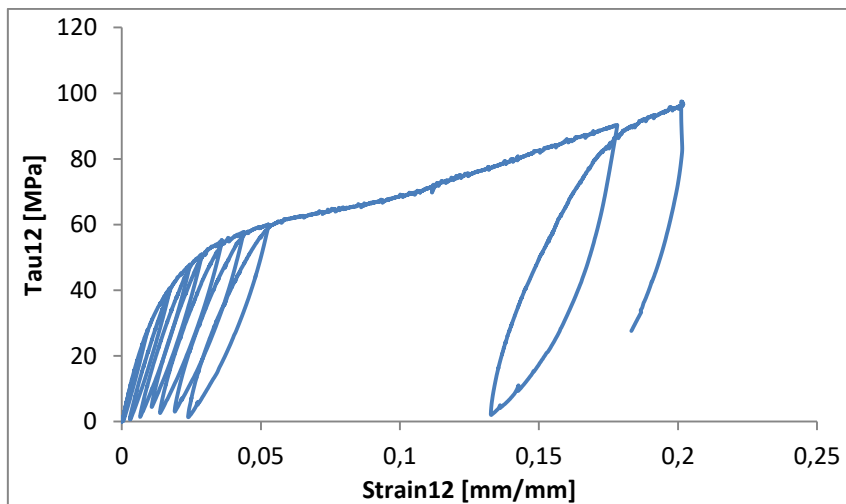


Figura 105: Andamento di tensione-deformazione del provino T_45_4

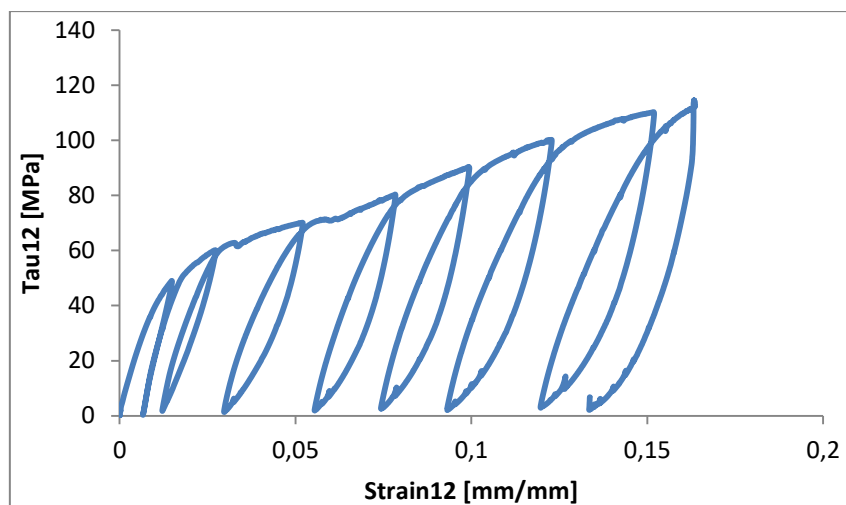


Figura 106: Andamento tensione-deformazione del provino T_45_3

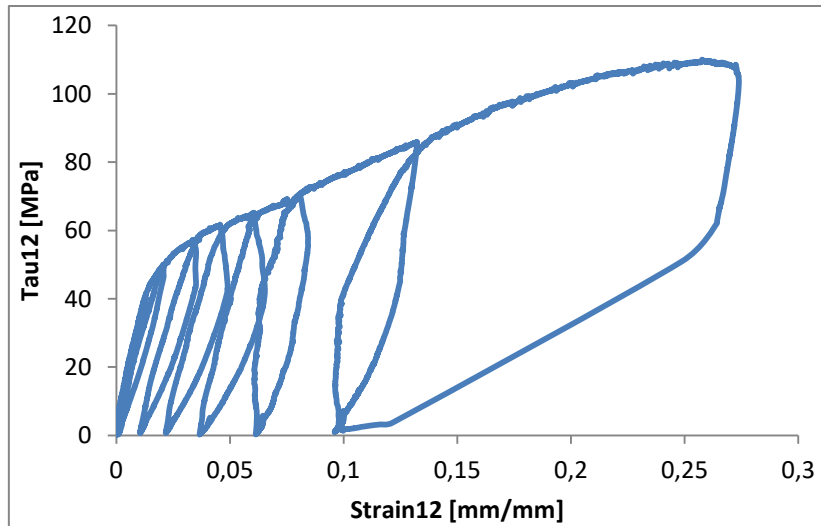


Figura 107: Andamento tensione-deformazione del provino T_45_2

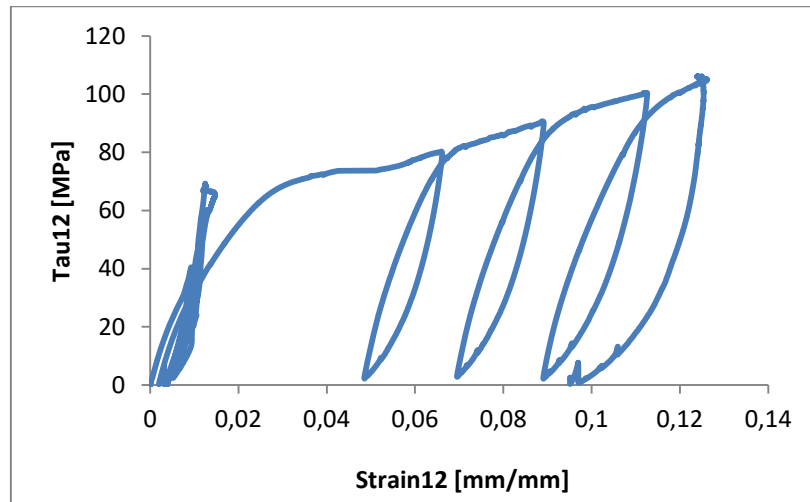


Figura 108: Andamento tensione-deformazione del provino T_45_1

Per quanto riguarda i moduli di elasticità tangenziali, abbiamo:

| Provino | G_0 [MPa] |
|---------------------|-------------|
| T_45_1 | 4456 |
| T_45_2 | 3271 |
| T_45_3 | 4499 |
| T_45_4 | 3346 |
| Valore medio | 3893 |

Tabella 11: Valori del modulo di elasticità tangenziale esibiti dai provini

Per questa tipologia di prova sono da definire alcune problematiche riscontrate durante l'analisi dei dati sperimentali. Per il provino T_45_1 è risultato impossibile poter ricavare il modulo di elasticità tangenziale nei cicli centrali successivi al primo, a causa dell'errata informazione sulla deformazione ϵ_{12} riportata dall'estensometro, ricavata sfruttando il primo ciclo misurato correttamente. Infine per i provini T_45_2 e T_45_3 è risultato complicato poter determinare il coefficiente di danneggiamento d_i per la particolarità riscontrata in alcuni cicli intermedi, di aumentare il proprio modulo di elasticità trasversale invece che osservarne un decremento, come ci si dovrebbe aspettare in seguito alla presenza del danneggiamento. Per questo motivo, nel computo totale del danneggiamento, sono stati omessi di proposito alcuni cicli.



Figura 109: Modalità di rottura dei provini T_45_2 e T_45_4



Figura 110: Particolare della zona di rottura per il provino T_45_4

Analizziamo adesso i parametri di danneggiamento per il provino T_45_4:

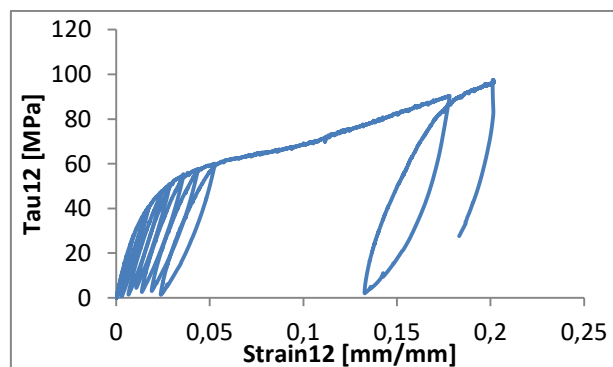


Figura 105: Andamento di tensione-deformazione del provino T_45_4

Anzitutto determiniamo la tensione di snervamento ottenuta durante la prova:

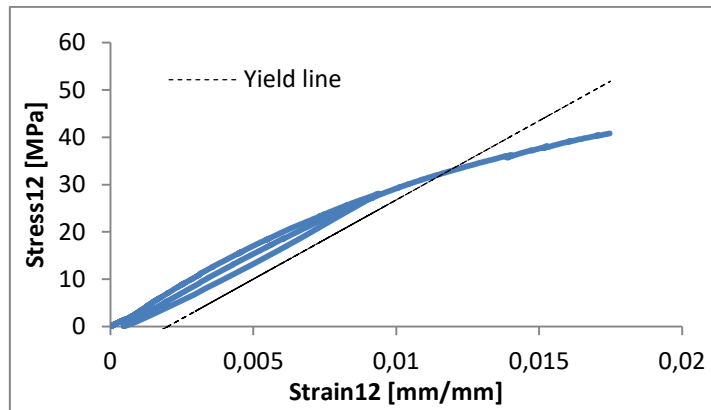


Figura 111: Determinazione, attraverso la Yield line, della tensione di snervamento del provino T_45_4

come è possibile constatare dal grafico soprastante essa risulta pari a 31,8 MPa. Mentre per quanto riguarda il modulo di elasticità tangenziale risulta pari a 3346 MPa.

Ora ricaviamo tutti i parametri di danneggiamento necessari, partendo dal presupposto che:

$$d_{12} = 0 \text{ se } \underline{Y}_{12} < Y_{120}$$

$$d_{12} = \frac{(\ln Y_{12} - \ln Y_{120})}{Y_{12c}} \text{ per } Y_{120} < \underline{Y}_{12} < Y_{12R}$$

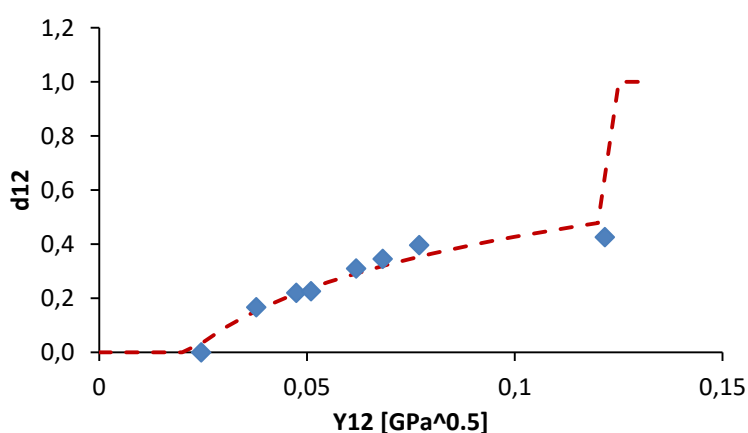
$$d_{12} = d_{12max} \text{ altrimenti}$$

| cicli | i | f | i | f |
|-------|-------|-------|-----|------|
| 0 | 0 | 0,010 | 0 | 31,8 |
| 1 | 0,003 | 0,017 | 0,6 | 40,8 |
| 2 | 0,007 | 0,024 | 1,4 | 47,9 |
| 3 | 0,011 | 0,029 | 4,4 | 51,0 |
| 4 | 0,014 | 0,036 | 2,8 | 55,2 |
| 5 | 0,019 | 0,044 | 3,0 | 57,7 |
| 6 | 0,024 | 0,053 | 1,3 | 60,1 |
| 7 | 0,132 | 0,178 | 2,0 | 90,3 |

Tabella 12: Coordinate dei punti massimi e minimi dei vari cicli

| G12 | q | | d12 | $\epsilon_{12}(el)$ | $\epsilon_{12}(pl)$ | Y12 | ln(Y12) |
|------|--------------|---------|-------|---------------------|---------------------|-----------|-----------|
| | (intercetta) | eps_pl | | | | | |
| 3346 | 0 | 0,00 | 0,000 | 0,010 | 0 | 0,0245873 | -3,705526 |
| 2789 | -7,74 | 0,00277 | 0,166 | 0,015 | 0,003 | 0,0378346 | -3,274531 |
| 2609 | -15,80 | 0,00606 | 0,220 | 0,018 | 0,00659 | 0,0474475 | -3,048131 |
| 2588 | -23,52 | 0,00909 | 0,226 | 0,020 | 0,0108 | 0,0509877 | -2,97617 |
| 2308 | -28,81 | 0,01248 | 0,310 | 0,024 | 0,0137 | 0,0618741 | -2,782654 |
| 2190 | -38,62 | 0,01763 | 0,345 | 0,026 | 0,019 | 0,0682017 | -2,685286 |
| 2018 | -46,90 | 0,02324 | 0,397 | 0,030 | 0,0239 | 0,0769792 | -2,56422 |
| 1920 | -251,44 | 0,13097 | 0,426 | 0,047 | 0,132 | 0,1216614 | -2,106513 |

Tabella 13: Risultati modello analitico



Fit Test Shear Damage

| ln(Y) | Y [GPa ^{0.5}] | d |
|-------|----------------------------|------|
| - | 0,000 | 0,00 |
| -5,30 | 0,005 | 0,00 |
| -4,61 | 0,010 | 0,00 |
| -4,20 | 0,015 | 0,00 |
| -3,91 | 0,020 | 0,00 |
| -3,69 | 0,025 | 0,04 |
| -3,51 | 0,030 | 0,09 |
| -3,35 | 0,035 | 0,13 |
| -3,22 | 0,040 | 0,17 |
| -3,10 | 0,045 | 0,20 |
| -3,00 | 0,050 | 0,23 |
| -2,90 | 0,055 | 0,26 |
| -2,81 | 0,060 | 0,28 |
| -2,73 | 0,065 | 0,31 |
| -2,66 | 0,070 | 0,33 |
| -2,59 | 0,075 | 0,35 |
| -2,53 | 0,080 | 0,36 |
| -2,47 | 0,085 | 0,38 |
| -2,41 | 0,090 | 0,40 |
| -2,35 | 0,095 | 0,41 |
| -2,30 | 0,100 | 0,43 |
| -2,25 | 0,105 | 0,44 |
| -2,21 | 0,110 | 0,45 |
| -2,16 | 0,115 | 0,47 |
| -2,12 | 0,120 | 0,48 |
| -2,08 | 0,125 | 1,00 |
| -2,04 | 0,130 | 1,00 |

Figura 112: Andamento d12-Y12. La curva in rosso viene ottenuta attraverso un fit test di conferma sulla conformità dei valori ricavati di Y e d (tabella a fianco)

Dai valori presenti nella tabella sopra, è ora possibile ricavare i parametri della funzione ausiliaria che esprime il danneggiamento, ottenendo:

| Y_{120} [GPa ^{0.5}] | Y_{12c} [GPa ^{0.5}] | Y_{12R} [GPa ^{0.5}] |
|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| 0.02186 | 3.558 | 0.122 |

Tabella 13: Riassunto dei valori delle funzioni di evoluzione del danneggiamento

Ora ricaviamo i parametri legati alla plasticità:

| Plasticità | | | |
|---------------------------|-------|----------------------|----------|
| $2*\epsilon_{12}(\rho l)$ | 1-d12 | pi (Integrale curva) | Ri (GPa) |
| 0,000 | 1,000 | 0,000 | 0,000 |
| 0,006 | 0,834 | 0,005 | 0,017 |
| 0,012 | 0,780 | 0,010 | 0,030 |
| 0,018 | 0,774 | 0,015 | 0,034 |
| 0,025 | 0,690 | 0,020 | 0,048 |
| 0,035 | 0,655 | 0,027 | 0,056 |
| 0,046 | 0,603 | 0,034 | 0,068 |
| 0,262 | 0,574 | 0,161 | 0,126 |

Tabella 14: Valori per la plasticità

Da cui otteniamo:

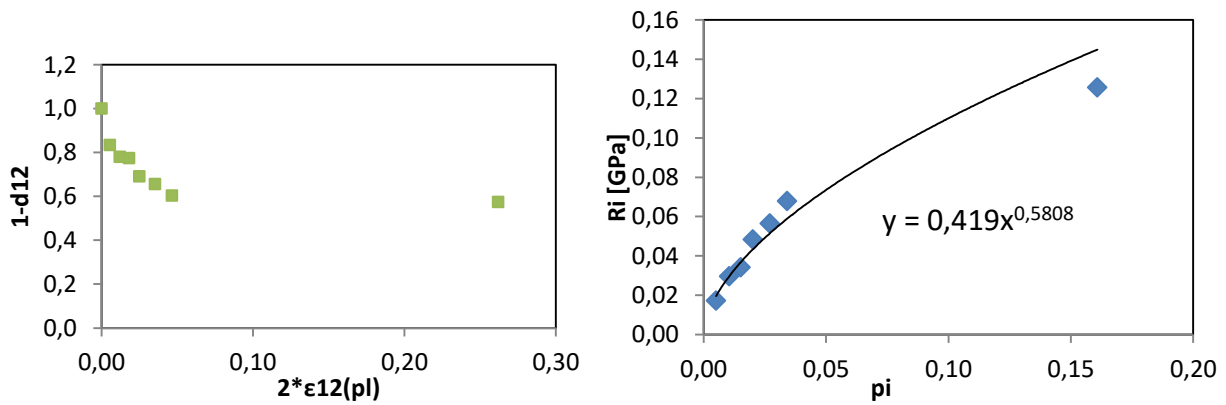


Figura 113: Legge di plasticizzazione della matrice in funzione della deformazione plastica accumulata, π

| R_0 [GPa] | $Beta$ [Gpa] | m |
|-------------|--------------|------|
| 0.0318 | 0.419 | 0.58 |

Tabella 15: valori legati alla plasticizzazione, ottenuti in output dal modello analitico

4.2.4 Double Cantilever Beam(DCB) test:

L'obiettivo principale della prova è quello di determinare la resistenza alla frattura interlaminare di tipo I, cioè G_I^c (J/m²). Essa è definita come la resistenza rilevata durante la fase di allontanamento delle due facce, separate dall'inserito non adesivo in teflon, in direzione perpendicolare fra loro (figura). La normativa di riferimento per eseguire il test, è l'ASTM D5528, definita per compositi rinforzati da fibre unidirezionali, che può comunque trovare impiego anche nel caso di tessuti. La normativa stessa definisce G_I^c come il valore critico del tasso di rilascio dell'energia di deformazione G :

$$G = -\frac{1}{b} \frac{dU}{da} \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

definibile come la perdita di infinitesima di energia nel provino, dU , per unità di larghezza, b , per un incremento infinitesimo dell'estensione della cricca, da .

La prova viene condotta applicando uno spostamento costante di 3 mm/min alle due estremità del provino, acquisendo contemporaneamente il carico P , lo spostamento δ (che coincide con l'apertura della cricca) e l'estensione della cricca a (lunghezza della delaminazione), prendendo come riferimento assoluto il piano passante per gli assi dei fori dei due blocchetti (figura..).

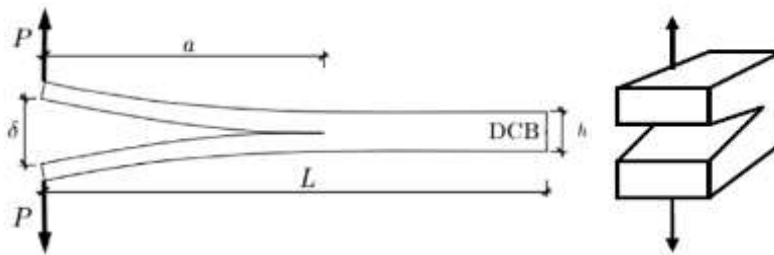


Figura 114: Rappresentazione schematica della prova DCB[29],[30]

Per quanto riguarda la scelta dell'elemento che farà da tramite tra macchina e provino, per l'effettiva separazione delle due facce, la normativa dà la possibilità di scelta fra una cerniera o un blocchetto forato. In questo lavoro di tesi utilizzeremo la seconda opzione (figura 115b), applicando, tramite incollaggio, due blocchetti forati in alluminio (20x10x10mm) con i quali si applica il carico. A differenza della cerniera, con il blocchetto è richiesto un occhio di riguardo nella definizione della distanza tra fori e piano di mezzeria del provino, che deve essere ridotta, in modo da poter trascurare la presenza di momenti (così infatti si limita il braccio definito per l'appunto dalla distanza tra fori e piano di mezzeria del provino), all'atto della separazione. Infine per quanto riguarda la lunghezza della zona pre-delaminata (a_0), indispensabile per avere un controllo diretto sull'innescò della delaminazione, essa è stata presa pari a 50mm, in accordo con quanto richiesto dalla normativa. Per ultimo si è provveduto all'applicazione di una scala millimetrata (figura 116), con inizio all'apice della delaminazione, utile alla valutazione dell'estensione della cricca durante la prova.

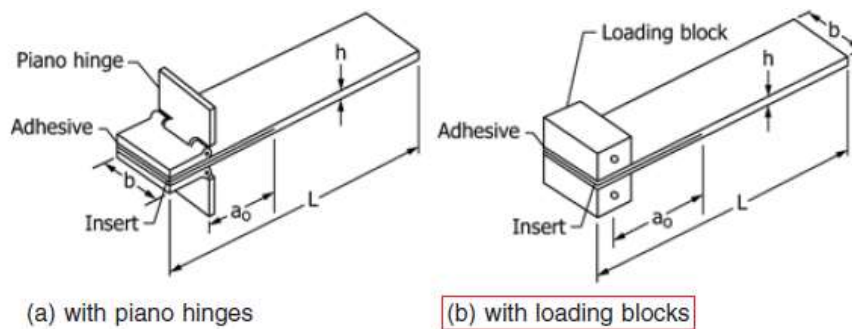


Figura 115: Rappresentazione dei provini per prova DCB da normativa ASTM D5528



Figura 116: Provino per prova DCB con blocchetti forati e scala millimetrata

CONSIDERAZIONI AGGIUNTIVE SULLA STRUMENTAZIONE ADOPERATA PER LA PROVA:

Per la prova DCB, la macchina è stata dotata di afferraggi dedicati, costituiti da braccetti con perni che sono stati alloggiati all'interno dei fori presenti sui blocchetti incollati all'estremità del provino. Per monitorare l'apertura del provino δ , è stata adoperata un'acquisizione su due canali a 10 Hz, tramite l'LVDT presente sul pistone idraulico e il carico applicato, P , tramite una cella di carico da 10 kN.



Figura 117: Afferraggi in alluminio, realizzati alle macchine utensili, per la prova DCB

Invece per catturare l'avanzamento della cricca, si è utilizzata una fotocamera, prodotta dalla *Basler*, da 6.4 MP di risoluzione (3088 px x 2064 px) e frame rate di 59 fps, in grado di ingrandire sufficientemente la zona delaminata. Fotocamera e scheda di acquisizione sono state sincronizzate opportunamente in modo da avere una corrispondenza univoca tra carico, apertura ed avanzamento della cricca.

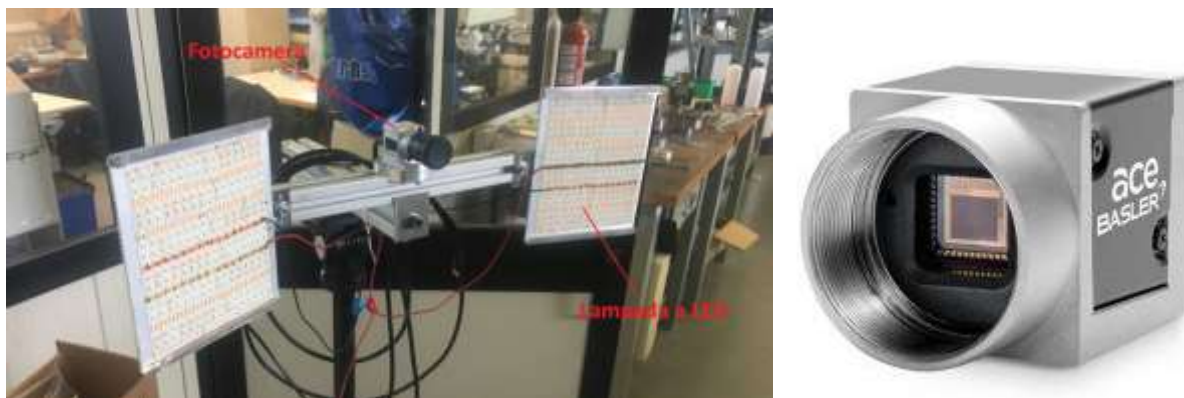


Figura 118: Fotocamera *Basler* [31] con sistema di illuminazione aggiuntivo (due lampade a LED laterali) per ottenere una migliore qualità dell'immagine, rappresentante l'avanzamento della cricca.

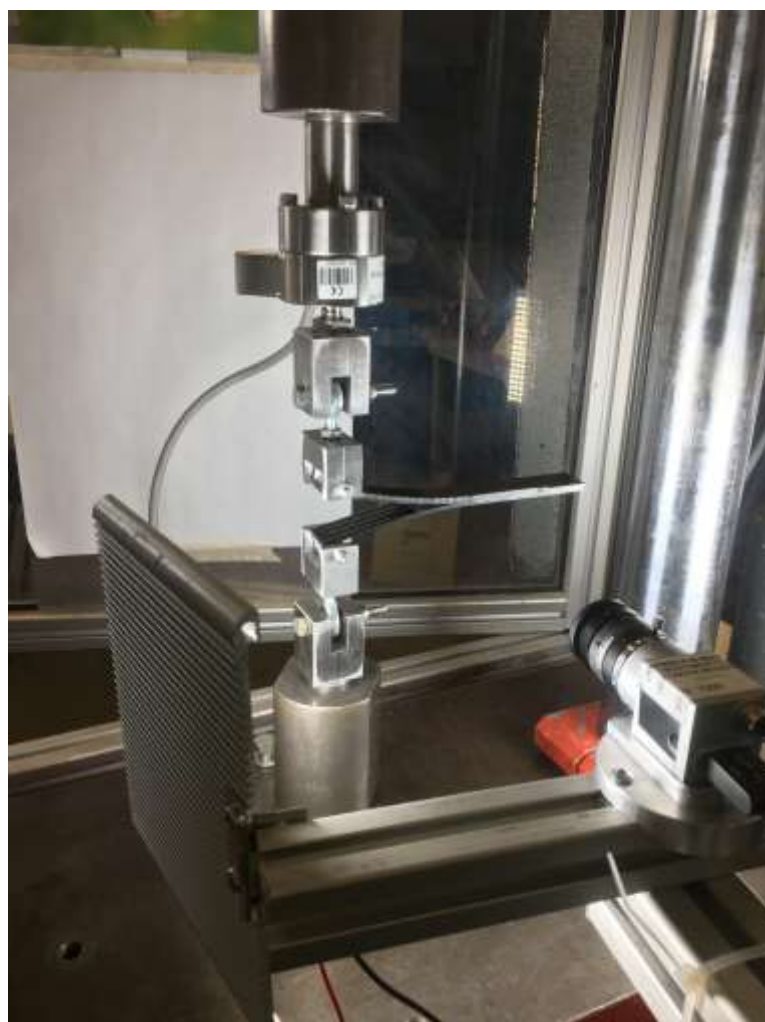


Figura 119: Prova DCB con tutti gli strumenti necessari all'esecuzione della prova (afferraggi, fotocamera)

4.2.4.1 Determinazione di G_I^c :

Per la determinazione della resistenza della frattura interlaminare di tipo I, la normativa propone tre metodi che possono essere utilizzati in ridondanza per valutare la bontà della prova:

- Modified Beam Theory(MBT) method
- Compliance Calibration(CC) method
- Modified Compliance Calibration(MCC) method

La normativa propone anche alcune considerazioni: siccome i valori di G_I^c determinati dai tre metodi, differiscono non più del 3,1%, nessuno dei tre è ritenuto superiore rispetto agli altri. Nonostante ciò la normativa riscontra che il metodo MBT consente di ottenere valori più conservativi e, per questo motivo, è il metodo consigliato per ricavare la resistenza alla frattura interlaminare di tipo I.

- **MODIFIED BEAM THEORY(MBT) method:**

Questo metodo considera come travi incastrate, le estremità separate dall'interfaccia di delaminazione, considerando appunto l'incastro proprio in prossimità dell'apice della cricca. In questo caso si ha:

$$G_I = \frac{3 P \delta}{2 b a}$$

con:

- P : carico
- δ : apertura delle estremità del provino
- b : larghezza del provino
- a : lunghezza della delaminazione

Un'ulteriore modifica alla precedente equazione, può essere apportata facendo decadere la condizione, molto forzata, di trave incastrata. Questo è dovuto al fatto che non è possibile trascurare il verificarsi di fenomeni di rotazione in prossimità della cricca. Una attenuazione a questo problema può essere apportata, considerando una lunghezza della cricca leggermente superiore, cioè di una entità pari a $(a + \Delta)$, dove il coefficiente Δ può essere calcolato come l'intercetta sull'asse delle ascisse, di un grafico avente a in ascissa e $C^{1/3}$, pari alla cedevolezza(rapporto δ/P), in ordinata.

$$G_I = \frac{3 P \delta}{2 b (a + \Delta)}$$

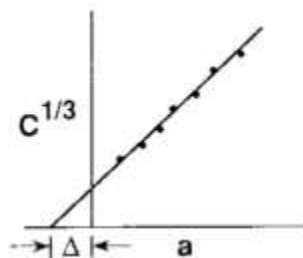


Figura 120: Determinazione del parametro Δ con il metodo MBT

- **COMPLIANCE CALIBRATION(CC) method:**

Per l'applicazione di questo metodo risulta necessario generare la regressione lineare del logaritmo naturale sia della cedevolezza, $\log(C)$, che dell'estensione della cricca, $\log(a)$. Ottenendo la resistenza alla frattura, esprimibile con la relazione:

$$G_I = \frac{nP\delta}{2ba}$$

con $C=P/\delta$, pari alla cedevolezza ed $n = \frac{\Delta y}{\Delta x}$, pari al coefficiente angolare di tale retta di regressione, con Δx e Δy definiti dalla seguente figura:

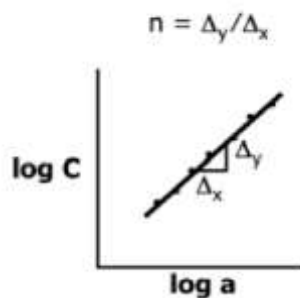


Figura 121: Determinazione del coefficiente n con il metodo CC

- **MODIFIED COMPLIANCE CALIBRATION(MCC) method:**

L'ultimo metodo prevede la determinazione di G_I calcolando la pendenza, A^1 , della regressione lineare dei punti di un grafico contenente la radice cubica della cedevolezza, $C^{1/3}$ in ascissa, e il rapporto tra estensione della cricca e spessore del provino, a/h , in ordinata:

$$G_I = \frac{3P^2C^{\frac{2}{3}}}{2A^1bh}$$

con h pari allo spessore del provino.

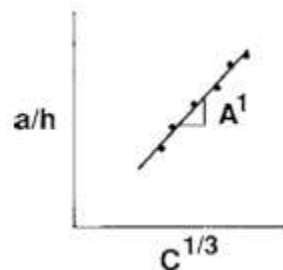


Figura 122: Determinazione del coefficiente A^1 con il metodo MCC

Questa tipologia di prova è stata eseguita su un totale di tre provini. Di seguito verranno riportati i risultati ottenuti per tutte le prove eseguite, tuttavia, per evitare inutili ripetizioni, soltanto per un solo provino (DCB_3), verrà riportato l'intero processo di elaborazione dei dati, mentre per le prove successive verrà mostrata solo una sintesi.

4.2.4.2 Risultati provino DCB_3:

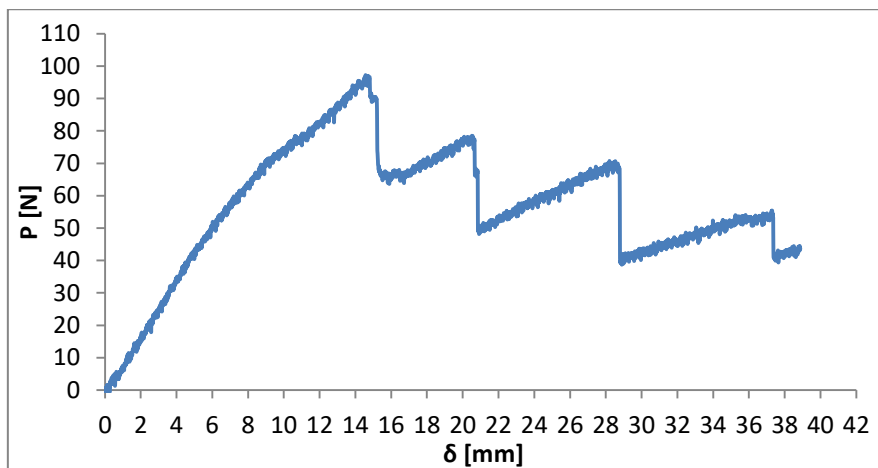


Figura 122: Andamento Carico-Apertura del provino DCB_3

Dal grafico soprastante, si può osservare un aumento progressivo del carico fino al raggiungimento di 97N, valore per il quale si verifica la propagazione istantanea di una cricca, portandosi da 50 a 55mm ed al tempo stesso, si registra un decremento del carico sino a 65N.

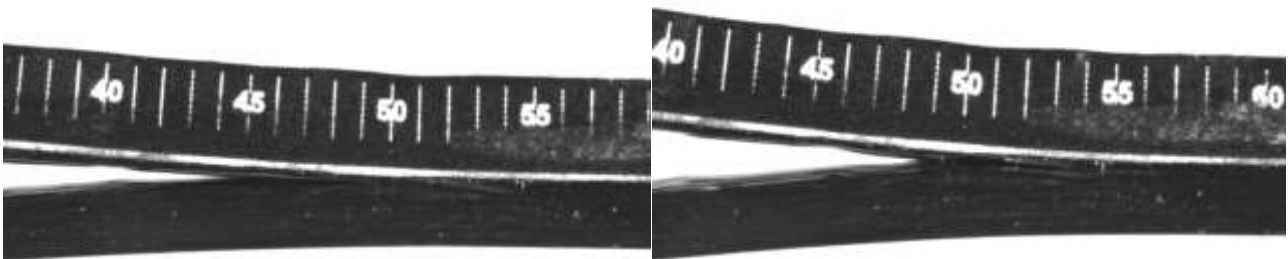


Figura 123: Da sinistra a destra si può notare la prima propagazione della cricca.

Questo tipo di avanzamento instabile si ripropone per altre tre volte, durante l'esecuzione della prova, definendo un andamento detto a "dente di sega" (o *run-arrest* dall'inglese). Questo fenomeno può essere causato da più fattori come, ad esempio, da micro-difetti quali una mancata adesione del film distaccante o presenza di una sacca di resina molto estesa. Tale comportamento è indesiderato in quanto potrebbe introdurre fenomeni dinamici che potrebbero falsare il risultato della prova. Si può anche osservare comunque come quest'anomalia si arresti una volta raggiunta una certa apertura del provino. Sino a raggiungere una condizione di stabilizzazione. Infine è da rilevare l'assenza di fenomeni importanti di "bridging", cioè di filamenti di carbonio che vanno da una faccia all'altra della zona già delaminata, caratteristica invece riscontrabile nel caso di compositi in unidirezionale.

Nella tabella sottostante è possibile conoscere le informazioni principali della prova:

| Propagazione | Displacement [mm] | Carico [N] | Lunghezza cricca [mm] |
|------------------------|-------------------|------------|-----------------------|
| 1 | 0,00 | 0,00 | 50,0 |
| 2 | 14,71 | 97,00 | 55,0 |
| 3 | 20,50 | 78,52 | 69,0 |
| 4 | 28,53 | 70,64 | 79,5 |
| 5 (stabilizzazione) | 37,29 | 55,43 | 92,0 |

Tabella 16: Risultati della prova DCB_3

La resistenza alla frattura interlaminare di tipo I, G_I^c , prendendo in considerazione 4 punti opportunamente distribuiti nell'arco temporale della prova. Come precedentemente accennato, la normativa ASTM D5528 riporta tre metodi per la determinazione di G_I^c :

- **Modified beam theory (MBT) method:**

Si è innanzitutto tracciata la regressione lineare dei quattro punti del grafico $C^{1/3} - \text{lunghezza cricca (a)}$, per determinare il coefficiente correttivo Δ .

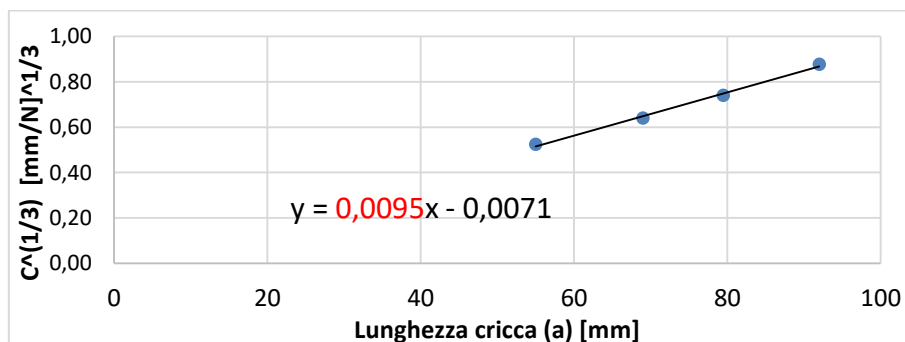
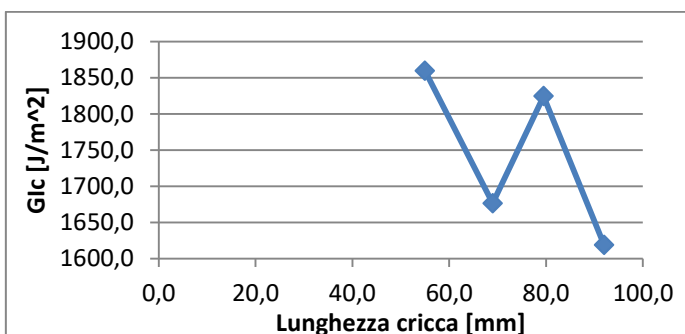


Figura 123: $C^{1/3}$ in funzione della lunghezza cricca a

Quindi si è determinato G_{Ic} con la relazione $G_{Ic} = \frac{3P\delta}{2b(a+\Delta)}$, ottenendo il seguente andamento:



| G_{Ic} [J/m ²] | Lunghezza cricca [mm] |
|------------------------------|-----------------------|
| 1859,2 | 55 |
| 1676,4 | 69 |
| 1824,2 | 79 |
| 1618,8 | 92 |

Tabella 17 : Andamento di G_{Ic} -lunghezza cricca, calcolato con il metodo MBT.

- **Compliance calibration method(CC):**

Questo metodo permette di ricavare il coefficiente angolare n , che definisce la pendenza della retta ottenuta attraverso regressione lineare dei punti del grafico $\log(C) - \log(a)$:

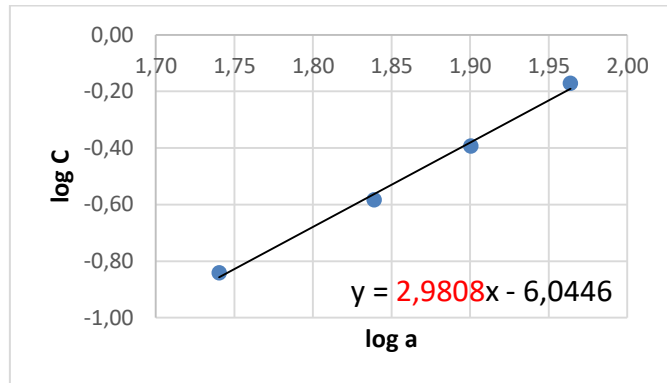
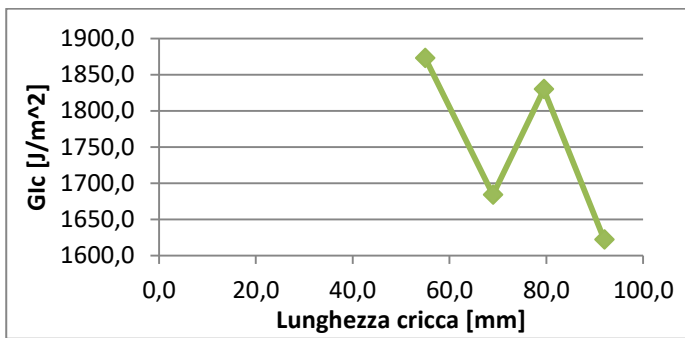


Figura 124: Grafico $\log(C)$ - $\log(a)$ per la determinazione del coefficiente n (CC method)



| Glc [J/m ²] | Lunghezza cricca [mm] |
|-------------------------|-----------------------|
| 1872,5 | 55 |
| 1683,7 | 69 |
| 1829,7 | 79 |
| 1621,6 | 92 |

Tabella 18 : Andamento di Glc-lunghezza cricca, calcolato con il metodo CC.

- **Modified Compliance Calibration (MCC) method:**

L'applicazione di questo ultimo metodo permette la determinazione del coefficiente angolare A^1 , della regressione lineare dei punti del grafico $a/h - C^{1/3}$ (con h pari allo spessore del provino):

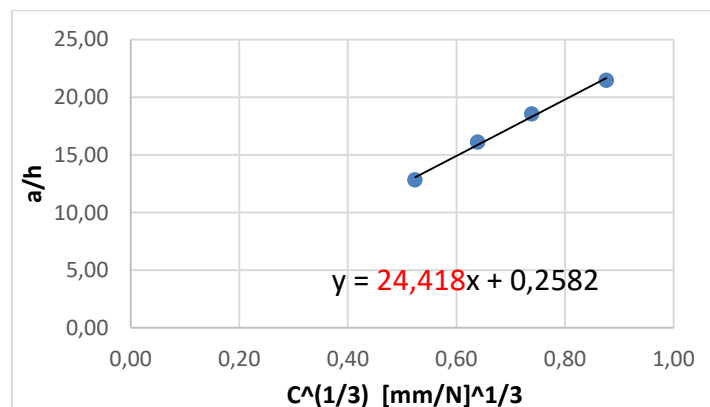
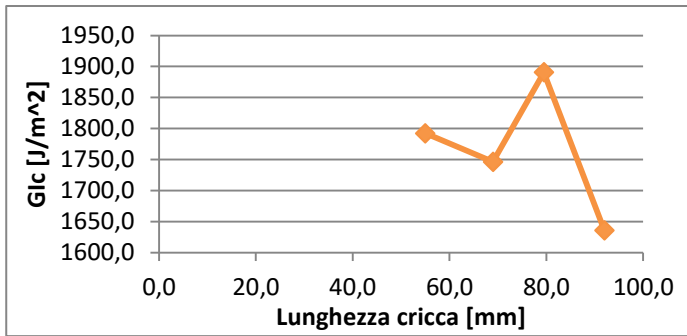


Figura 125: Grafico a/h - $C^{1/3}$ per la determinazione del coefficiente A^1 (MCC method)



| Glc [J/m ²] | Lunghezza cricca [mm] |
|-------------------------|-----------------------|
| 1792,1 | 55 |
| 1746,4 | 69 |
| 1890,6 | 79 |
| 1635,8 | 92 |

Tabella 19: Andamento di Glc-lunghezza cricca, calcolato con il metodo MCC.

Riportando i tre metodi, sopra esposti, sullo stesso grafico (Figura 126), ci si può facilmente rendere conto di come gli andamenti siano molto simili, notando una leggera differenza per il metodo MCC.

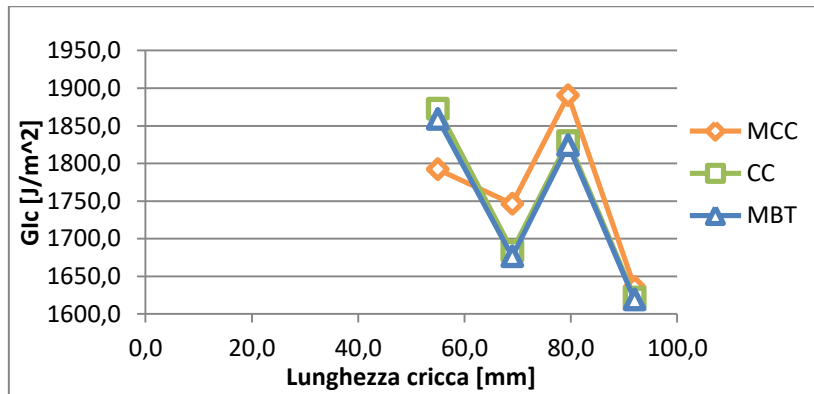


Figura 126: Andamento di Glc-lunghezza cricca per i tre metodi: MCC,CC ed MBT

Concludiamo mostrando gli andamenti Carico-Spostamento per le restanti due prove, inserite in uno stesso grafico:

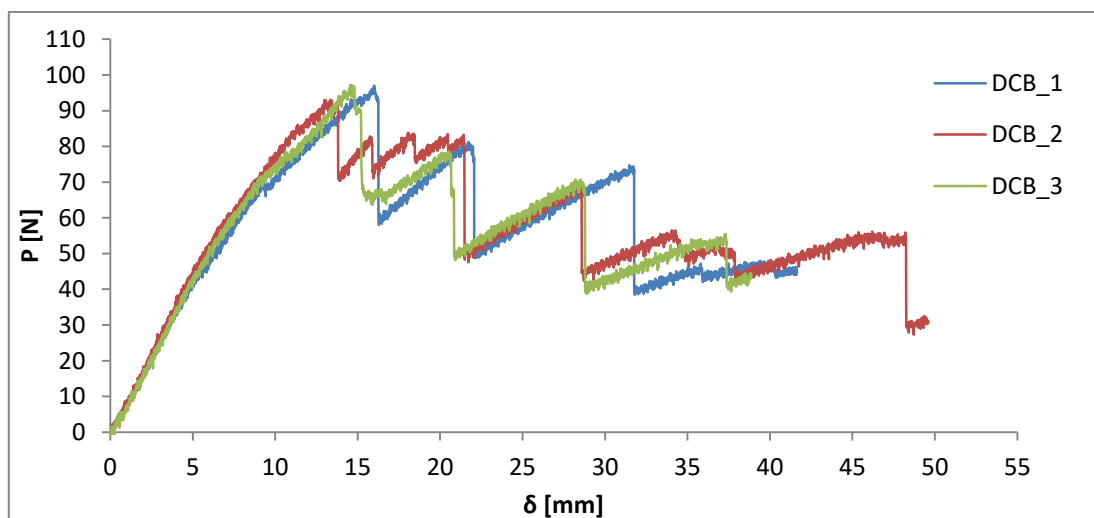


Figura 127: Andamento Carico-Apertura per i provini: DCB_1(blu),DCB_2(rosso) e DCB_3(verde).

4.2.5 End Notched Flexure(ENF) test

Con questo tipo di prova andremo a determinare la resistenza alla frattura interlaminare di tipo II, G_{II}^c , cioè la resistenza caratteristica dell'interfaccia di delaminazione, nel momento in cui viene sottoposta a sforzi di taglio(figura 128).

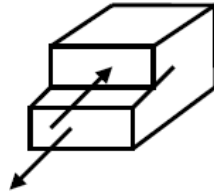


Figura 128: Schematizzazione dello sforzo di taglio a cui è sottoposto il provino durante la prova

La macchina utilizzata è stata dotata di appoggi dedicati, costituiti superiormente da un rullo centrale in acciaio, del diametro 6 mm, a cui è imposto uno spostamento, mentre inferiormente abbiamo due rulli in acciaio, anch'essi del diametro di 6 mm, posti ad una distanza di 100 mm l'uno dall'altro, ed alloggiati su apposite gole a V, in modo da consentirne la rotazione. Come nel caso del test DCB, per questa tipologia di prova sono state eseguite un totale di tre ripetizioni.



Figura 129: Apparecchiatura per la prova ENF

E' stata eseguita un'acquisizione su due canali a 10Hz per monitorare la freccia, δ , tramite l'LVDT presente sul pistone idraulico ed il carico applicato, P , tramite una cella di carico da 10kN.

La normativa di riferimento, per l'esecuzione della prova, è l'ASTM D7905/D7905M [32], la quale, similmente alla normativa per test DCB, può essere utilizzata anche nel caso di compositi caratterizzati da tessuto, ed anche qui viene quantificato il valore critico del tasso di rilascio dell'energia, G , quando il provino è sottoposto a sforzo di taglio, complanare all'interfaccia di delaminazione:

$$G = -\frac{1}{B} \frac{dU}{da} \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

con U pari all'energia totale di deformazione elastica del provino, B pari alla larghezza del provino ed a la lunghezza di delaminazione.

Le caratteristiche dimensionali del provino per la prova ENF, sono le medesime di quelle viste per il test DCB(ovviamente in questo caso non è necessaria la presenza dei blocchetti in alluminio), con la prova che consiste in una flessione a tre punti(figura.), costituita da rulli (in modo da non vincolare la rotazione del provino), nella quale applicando uno spostamento, δ , al rullo centrale con una velocità costante pari a 1,6 mm/min, si registra il corrispondente carico P (può valere il viceversa).

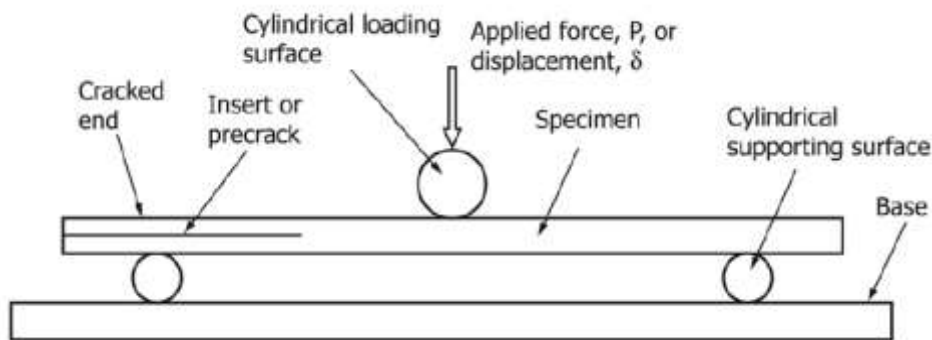


Figura 130: Rappresentazione prova normativa ENF da normativa [32]

Infine, la normativa impone qualche vincolo legato alla geometria dell'apparecchiatura utilizzata(figura):

- $L=50\text{mm}$
- r_1 : compreso tra 4,7-9,6mm
- r_2 : compreso tra 3,0-6,4mm

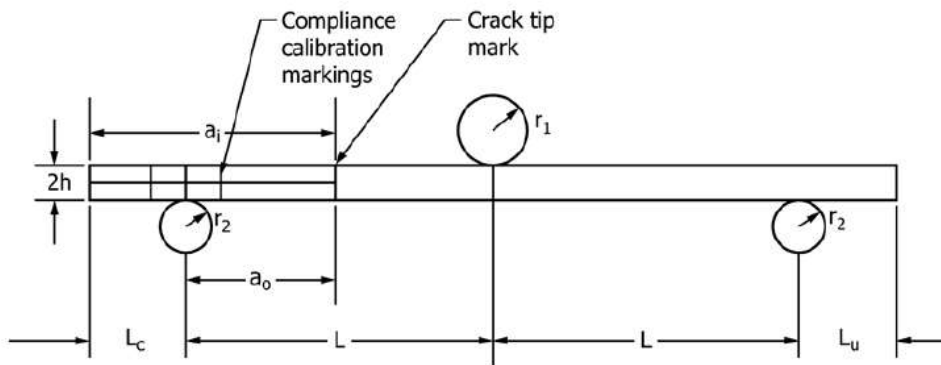


Figura 131: Distanze, secondo normativa ENF[32]

Il metodo proposto dalla normativa per determinare la resistenza alla frattura interlaminare di tipo II, è il *Compliance Calibration(CC) method*, il quale garantisce, durante tutta l'esecuzione della prova, la permanenza in campo elastico del provino, eccetto la zona all'apice della cricca, caratterizzata da non linearità. Questo metodo, sfruttando la relazione fra cedevolezza C (pari al rapporto tra freccia e carico: δ/P) ed estensione della zona delaminata, permette di ricavare due valori differenti di G_{II}^C , facenti

riferimento a due condizioni distinte del provino; quella definita “*Not-Precracked CC*”, caratterizzata dalla propagazione della cricca a partire dall’inserito non adesivo ed un’altra, successiva a quest’ultima, chiamata *Precracked CC*, che definisce il propagarsi della cricca vera e propria siccome ha inizio a partire dalla cricca generata nella condizione precedente *Not-Precracked*, e quindi più veritiera rispetto al caso di cricca formatasi a partire da un inserto non adesivo.

- **Determinazione di G_{II}^c nella condizione NOT-PRECRACKED (NPC):**

Prima di iniziare con l’avanzamento della cricca vera e propria, sono necessari due cicli di carico/scarico, al fine di instaurare le condizioni per la generazione della cricca. In particolare sono necessarie due prove distinte in cui l’apice della cricca(tratto finale dell’inserito non adesivo) venga posto a rispettivamente a 20 e poi 40 mm dall’appoggio laterale(figura 131),e successivamente caricato e scaricato per entrambe le configurazioni. Per la determinazione del carico da applicare, in maniera tale da rimanere per entrambe le prove in campo elastico, la normativa ci viene incontro, proponendo un carico stimato, pari alla metà di quello critico:

$$P = \frac{1}{2}P_c = \frac{1}{2} \frac{4}{3} \frac{B}{a_0} \sqrt{G_{II}^{c_{atteso}} * E_{1f} * h^3}$$

con

$$E_{1f} = \frac{L^3}{4ABh^3}$$

dove B rappresenta la larghezza del provino, a_0 la distanza dell’apice della cricca dal supporto cilindrico (20,40mm), E_{1f} il modulo di Young flessionale(che in prima approssimazione può essere considerato pari al modulo di elasticità lungo la direzione maggiore del provino E_{11}), h lo spessore del provino, A il coefficiente ottenuto dall’applicazione del metodo CC ed infine $G_{II}^{c_{atteso}}$, ovvero un valore approssimato della resistenza alla frattura interlaminare G_{II}^c che potrebbe verificarsi durante la prova. Per determinare questo valore si è fatto riferimento a quelli ottenuti in letteratura[33] pari a circa 1800J/m².

Ora ha luogo il terzo ciclo di carico/scarico, con posizionamento dell’apice della cricca a 30mm dall’appoggio laterale, in cui è possibile applicare un valore del carico massimo, per il quale si instaura l’avanzamento della cricca. Successivamente, note le cedevolezze riscontrate nelle fasi di carico delle tre prove, si valuta, tramite una semplice regressione lineare, il legame tra cedevolezza, C , ed il cubo dell’estensione della cricca, a^3 , andando a determinare il coefficiente angolare ed intercetta della retta:

$$C = ma^3 + A$$

Si può, di conseguenza, calcolare G_{II}^c effettivo:

$$G_{II}^c(Not-Precracked) = \frac{3mP_{max}^2 a^2}{2B}$$

con $a=30$ mm, cioè pari all’ultimo ciclo di carico.

E’ così possibile calcolare la nuova estensione della zona delaminata a_{calc} , conoscendo la cedevolezza C_u , misurata nella fase di scarico dell’ultimo ciclo di carico:

$$a_{calc} = \left(\frac{C_u - A}{m} \right)^{\frac{1}{3}}$$

- **Determinazione di G_{II}^c nella condizione *PRECRACKED* (PC):**

Per quanto riguarda la condizione *Pre-cracked*, le fasi da seguire per andare a stimare la nuova estensione della zona delaminata, sono le medesime viste per la condizione *Non-Pre-cracked*. Infatti devono essere ripetuti i tre cicli di carico/scarico posizionando il nuovo apice della cricca prima a 20, 40 ed infine 30 mm, dall'appoggio laterale. Ovviamente il posizionamento verrà fatto considerando la propagazione calcolata secondo l'equazione precedente a_{calc} .

Da cui otterremo:

$$a'_{calc} = \left(\frac{C'_u - A'}{m'} \right)^{\frac{1}{3}}$$

cioè il vero avanzamento di cricca.

La normativa, infine, consiglia che durante la fase di carico/scarico con posizionamento di a_j pari a 20 e 40 mm, nelle quali si riscontra un carico pari a P_j , sia verificata la seguente disuguaglianza, per la validazione dei valori di G_{II}^c ottenuti nelle due configurazioni (Non Pre-cracked e Pre-cracked) :

$$15 \leq \%G_Q \leq 35$$

con:

$$\%G_Q = 100 \frac{(P_j a_j)^2}{(P_{max} a)^2}$$

Come fatto per nell'analisi dei dati della prova DCB, anche qui verrà proposto lo svolgimento per l'ottenimento dei risultati di un solo provino, ENF_1, mentre per i restanti verrà visualizzato solo un riassunto.

4.2.5.1 Risultati provino ENF_1

Come spiegato nella parte introduttiva al paragrafo, per la determinazione della resistenza alla frattura interlaminare di tipo II nella configurazione *Not Pre-Cracked* si è posizionato dapprima il provino in modo tale che l'apice della cricca fosse distante 20 mm dall'appoggio esterno. Successivamente si è proceduto a caricare il provino, con l'obbiettivo di raggiungere un valore pari alla metà di quello presunto di rottura per questa posizione. Una volta scaricato, si è proceduto al riposizionamento in modo tale che a_0 risultasse pari a 40 mm. Il provino è poi stato caricato per la seconda volta, raggiungendo anche questa volta, un valore pari a circa la metà del carico di rottura previsto per questo posizionamento e poi scaricato. Infine, è stato riposizionato in modo tale da avere un a_0 di 30mm, e sottoposto ad un carico che instaurasse una

propagazione della cricca. Nel grafico sottostante è possibile individuare le curve confacenti alle tre condizioni di carico:

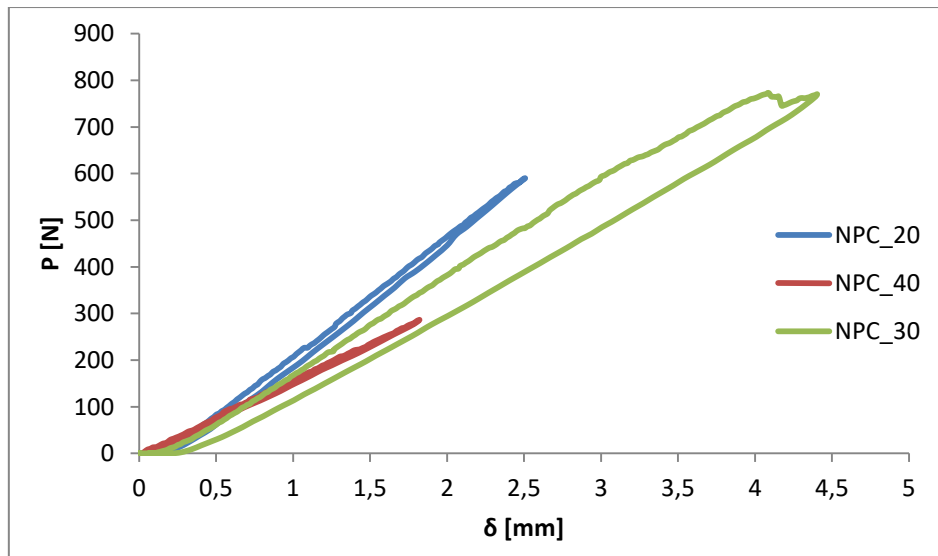


Figura 132: Andamento carico-freccia per la configurazione NPC del provino ENF_1

Come si può osservare nella figura., per le prove, con posizionamento dell'apice della cricca a 20 e 40 mm dall'appoggio laterale, si può assumere che avvengano con un comportamento puramente elastico proprio perché non si è verificato avanzamento del fronte di delaminazione. Mentre per la prova con posizionamento a 30 mm, si evidenzia una maggior cedevolezza nella fase di scarico poiché si è presentata una propagazione delle cricca. Da notare che, a differenza delle prove presenti in letteratura che coinvolgevano unidirezionali, l'inizio della fase di scarico non ha mostrato un andamento in cui il carico calasse repentinamente, bensì calante a tratti, dovuto probabilmente alla maggiore adesione realizzata dal tessuto.

Successivamente si è proceduto alla valutazione del legame tra cedevolezza C , nelle fasi di carico delle tre prove, ed il cubo dell'estensione della cricca presa dall'appoggio laterale, a , secondo quanto riportato dalla normativa, attraverso l'equazione precedentemente citata:

$$C = ma^3 + A$$

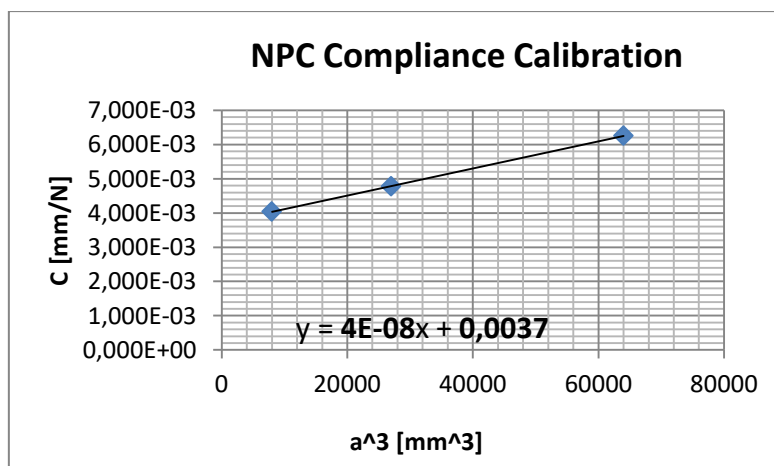


Figura 133: Andamento Cedevolezza-lunghezza cricca per la configurazione NPC.

| | 20mm (salita) | 30mm (salita) | 30mm (discesa) | 40mm (salita) |
|---------------------------------|------------------|------------------|-------------------|------------------|
| Pendenza k [N/mm] | 247,6 | 209,3 | 190,1 | 159,9 |
| Cedevolezza C [mm/N] | 4,04E-03 | 4,78E-03 | 5,26E-03 | 6,25E-03 |
| P_max [N] | 590 | 773 | - | 286 |

Tabella 20: Valori ricavati dalla prova NPC per la determinazione di m ed A .

Noto il valore del carico massimo, P_{max} , raggiunto nella fase di carico del provino posizionato con $a=30mm$, è stato possibile calcolare il valore della resistenza alla frattura interlaminare per questa configurazione, attraverso l'equazione:

$$G_{II}^c(Non-Pre-cracked) = \frac{3mP_{max}^2a^2}{2B} = 1532,07 \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

Mentre, conoscendo la cedevolezza misurata durante la fase di scarico della prova con posizionamento 30mm, è possibile stimare la nuova posizione della cricca, a seguito del suo avanzamento:

$$a_{calc} = \left(\frac{C_u - A}{m} \right)^{\frac{1}{3}} = 33,91 [mm]$$

cioè pari ad un avanzamento di cricca stimato in 3,91mm.

Seguendo le stesse modalità di quanto fatto fino a questo momento, affrontiamo ora la condizione *Pre-cracked*, ottenendo il seguente grafico carico-freccia:

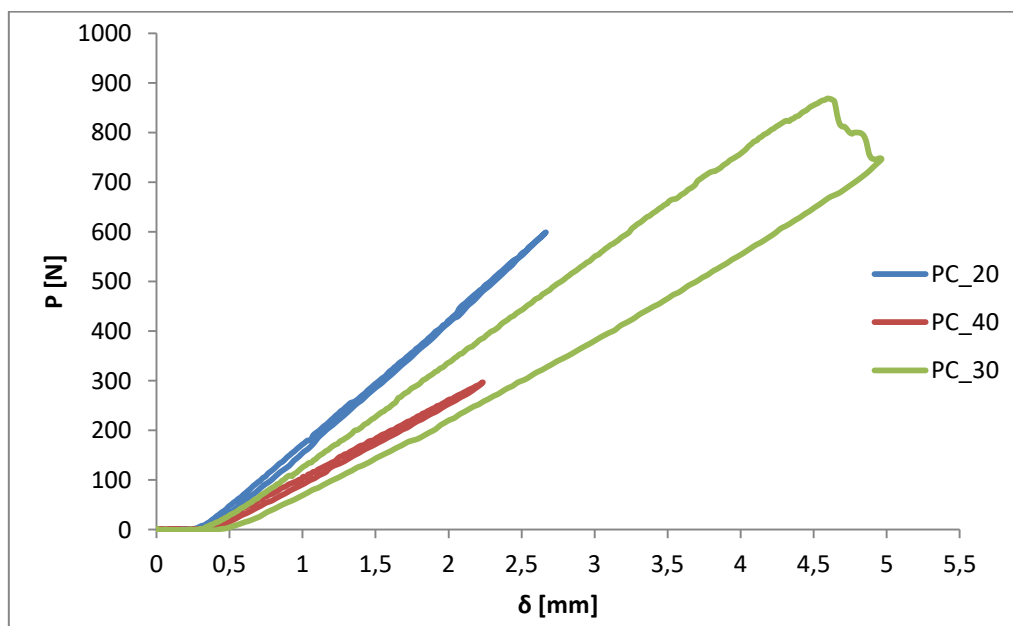


Figura 134: Andamento carico-freccia per la configurazione PC del provino ENF_1

Ottenendo i seguenti risultato come conseguenza del legame fra cedevolezza C' , caratteristica di questa nuova configurazione, e del posizionamento della cricca a :

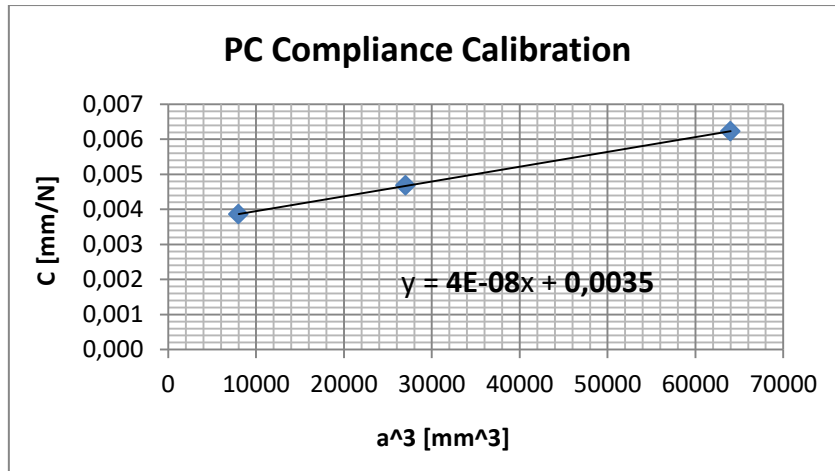


Figura 135: Andamento Cedevolezza-lunghezza cricca per la configurazione PC.

| | 20mm (salita) | 30mm (salita) | 30mm (discesa) | 40mm (salita) |
|----------------------------------|------------------|------------------|-------------------|------------------|
| Pendenza k [N/mm] | 258,9 | 213,7 | 166,7 | 160,5 |
| Cedevolezza C' [mm/N] | 3,86E-03 | 4,68E-03 | 6,00E-03 | 6,23E-03 |
| P_max [N] | 599 | 868 | | 297 |

Tabella 21: Valori ricavati dalla prova PC per la determinazione di m' ed A' .

Da cui è possibile calcolare il valore della resistenza alla frattura interlaminare per questa configurazione, attraverso l'equazione:

$$G_{II(Precracked)}^c = \frac{3mP_{max}^2 a^2}{2B} = 2061 \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

a cui corrisponde un nuovo avanzamento della cricca, pari a:

$$a'_{calc} = \left(\frac{C'_u - A'}{m'} \right)^{\frac{1}{3}} = 42,74 [mm]$$

pari ad un avanzamento di 12,74 mm.

A completamento dei risultati, la normativa consiglia che $15 \leq \%G_Q \leq 35$, sia per la configurazione Not-Precracked che Precracked:

| Valore $\%G_Q$ | | |
|----------------|-----|--|
| NPC_20 | 26% | Da normativa entro il 15% e 35% |
| NPC_40 | 24% | |
| PC_20 | 21% | |
| PC_40 | 21% | |



Figura 136: Immagine rappresentante lo scorrimento dell'estremità delaminata durante la prova PC.

Riassunto dei risultati e considerazioni finali sulla prova:

- Prova ENF_2:

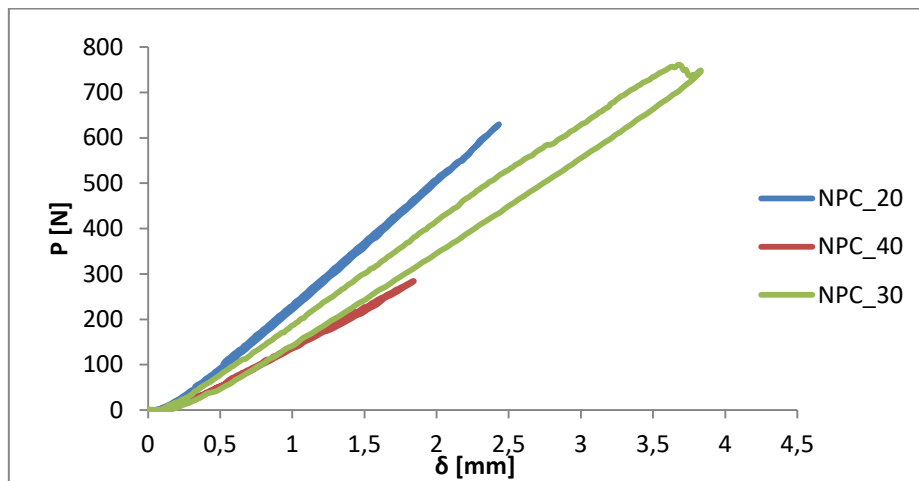


Figura 137: Andamento carico-freccia per la configurazione NPC del provino ENF_2

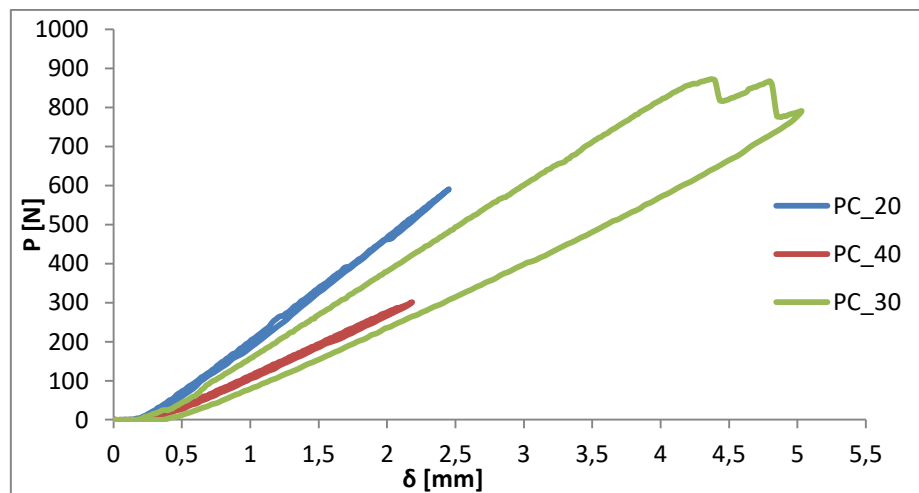


Figura 138: Andamento carico-freccia per la configurazione PC del provino ENF_2

$$G_{II}^c(\text{Not-Precracked}) = 1600,29 \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

$$a_{calc(NPC)} = 32,54 \text{ [mm]}$$

$$G_{II}^c(\text{Precracked}) = 2644 \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

$$a'_{calc(PC)} = 39,56 \text{ [mm]}$$

Valore %Gq

NPC_20 30%

NPC_40 25%

PC_20 20%

PC_40 21%

**Da normativa entro
il 15% e 35%**

- Prova ENF_3:

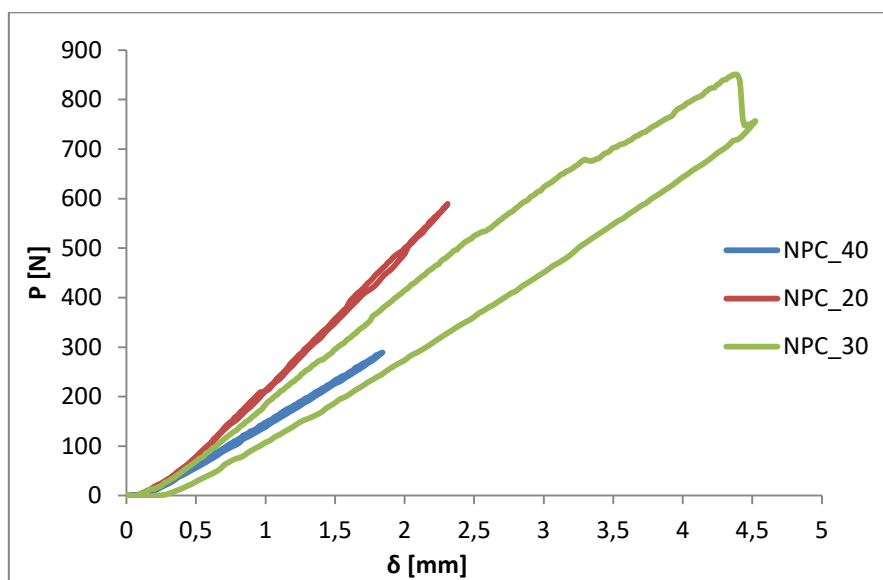


Figura 139: Andamento carico-freccia per la configurazione NPC del provino ENF_3

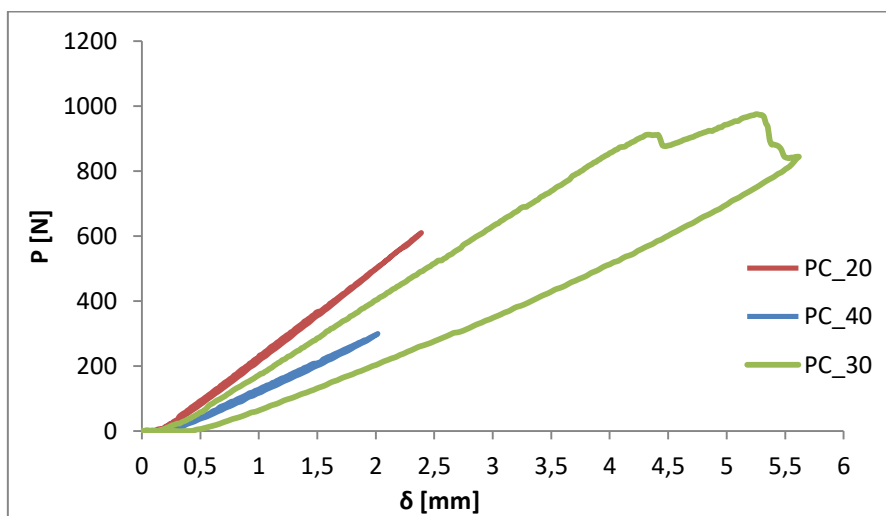


Figura 140: Andamento carico-freccia per la configurazione PC del provino ENF_3

$$G_{II}^c(\text{Not-Precracked}) = 2262,45 \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

$$a_{calc(NPC)} = 35,92 \text{ [mm]}$$

$$G_{II}^c(\text{Precracked}) = 3176 \left[\frac{J}{m^2} \right]$$

$$a'_{calc(PC)} = 44,96 \text{ [mm]}$$

| Valore %Gq | |
|------------|-----|
| NPC_20 | 21% |
| NPC_40 | 21% |
| PC_20 | 17% |
| PC_40 | 17% |

Da normativa entro il 15% e 35%

Come per la prova DCB risulta interessante solamente il secondo valore di G_{II}^c , cioè quello della configurazione *Pre-Cracked* (il cui valore medio risulta pari a 2627 J/m²), poiché il valore di G_{II}^c della configurazione *Not Pre-Cracked* non è rappresentativo della realtà in quanto relativo ad una propagazione che parte da una cricca artificiale creata appunto dalla presenza del film distaccante introdotto nella fase di laminazione; le tre prove hanno dato valori simili di avanzamento della cricca $a'_{calc(PC)}$ e risultano tutte conformi al range di valori %Gq richiesti dalla normativa. Inoltre è da considerare che i valori molto alti di G_{II}^c sono rappresentativi delle dimensioni considerevoli adottate (ciò è dovuto al fine di consentire la produzione di più provini, per prove differenti, a partire da uno stesso laminato), sempre conformi a normativa, rispetto a quelle rilevate in letteratura.

4.2.6 Prove di schiacciamento

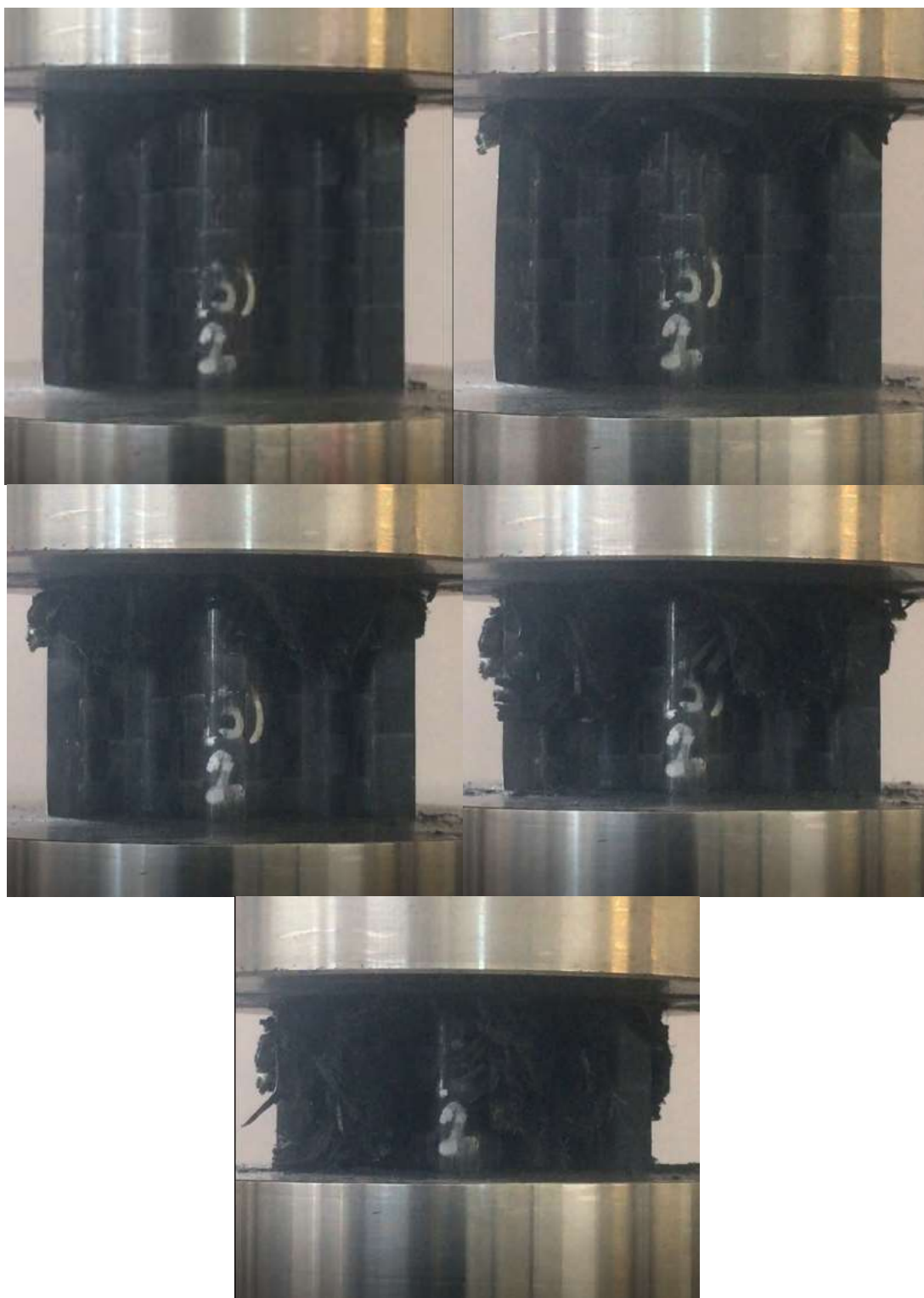


Figura 140: Schiacciamento del provino 3P_0°. La corsa vale: $s=5,10,15,20,25$ mm

Per questa prova, la macchina è stata dotata di un attrezzatura composta da due piastre, dove il provino viene semplicemente alloggiato in posizione eretta nella zona centrale. E' stata adoperata una cella di carico da 100kN in grado di rilevare il carico, P , e la misura della corsa di schiacciamento, s ,

effettuata dal trasduttore di posizione presente sul pistone idraulico. La velocità impostata per la traversa risulta pari a 12mm/min, mentre la corsa massima è stata limitata a metà dell'altezza dei provini, cioè 25 mm.

Per questa prova sono stati schiacciati provini aventi due stratifiche differenti e le seguenti tipologie di geometrie:

- Tre ripetizioni semicircolari (3P)
- Cinque ripetizioni semicircolari (5P)
- Una sola ripetizione semicircolare (1P)

Per le quantità si fa riferimento alla tabella sottostante:

| | | | |
|-------------------------|----|----|----|
| [0°] | 3P | 5P | 1P |
| | 6 | 3 | - |
| [45°/45°/0°/0°/45°/45°] | - | 3 | 6 |

Tabella 22: Quantità dei provini schiacciati

Per quanto riguarda le dimensioni dei provini, la figura sottostante riporta alcune caratteristiche geometriche. Per quanto riguarda l'altezza h, si attesta intorno ai 50 mm per tutti i provini, mentre lo spessore, esso è pari a 1,64mm, per la stratifica con lamine a 0°, e pari a 1,4mm, per la stratifica con lamine a 45°/0°. Infine per il provino ad una sola ripetizione, abbiamo una larghezza di circa 24 mm.

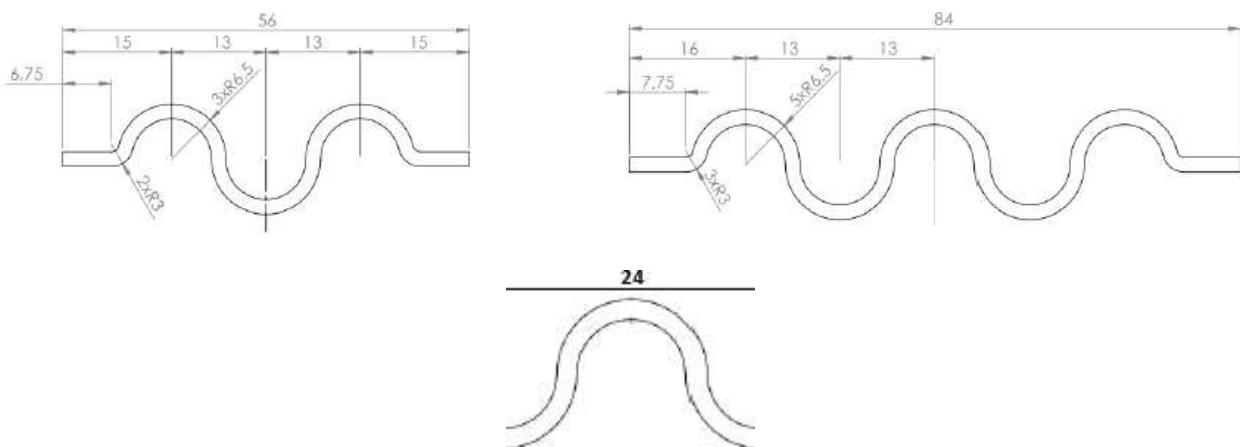


Figura 141: Alcune caratteristiche geometriche dei provini

Risultati della prova di schiacciamento e considerazioni finali:

La modalità di cedimento rilevata per tutti i provini, risulta essere composta in parte da “transverse sharing” ed in parte da “lamina bending”, di cui avevamo parlato nel paragrafo 1.4.2 del capitolo 1, che congiuntamente provocano la creazione di frange di laminato e la produzione di una notevole quantità di frammenti che si depositano alla base del provino. Quest’ultima è una caratteristica preponderante nel caso di schiacciamento di compositi in tessuto, riscontrabile anche in letteratura [6], poiché a causa del solido vincolo generato dalla presenza di una trama e di un ordito, si verifica necessariamente lo

sbriciolamento del provino durante la rottura di questi legami. E' da notare che nel caso di provini con laminati a 45° nella stratifica complessiva, si è notata una più alto grado di sbriciolamento, rispetto a quelli con sole lamine a 0°, ed una minor formazioni di frange.



Figura 142: Condizione del provini 3P_0_2 al termine della prova



Figura 143: Condizione del provini 5P_45_2 al termine della prova

Infine si riporta che soltanto agli estremi del provino, cioè nei tratti planari, sono presenti fenomeni di delaminazione, ricordiamo che la delaminazione è un fenomeno in grado di assorbire piccole quantità di energia quindi è necessario adottare geometrie e sequenze di laminazione che ne impediscano lo sviluppo.

Ora riportiamo i grafici delle prove di schiacciamento:

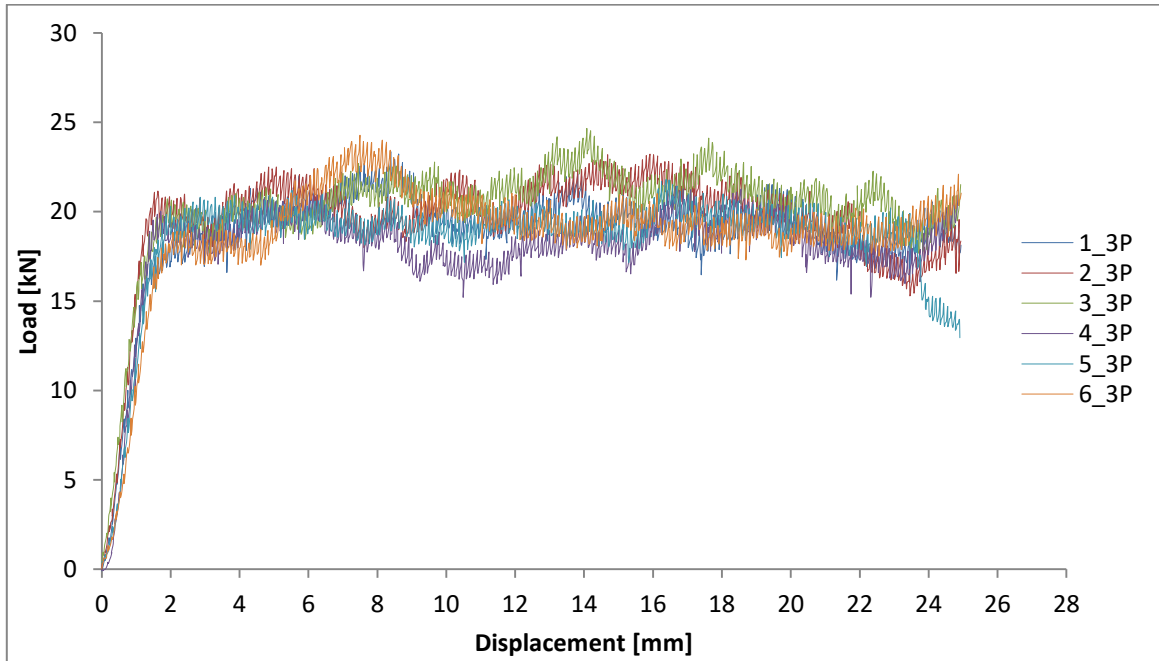


Figura 144: Andamento del carico-spostamento per i provini 3P_0

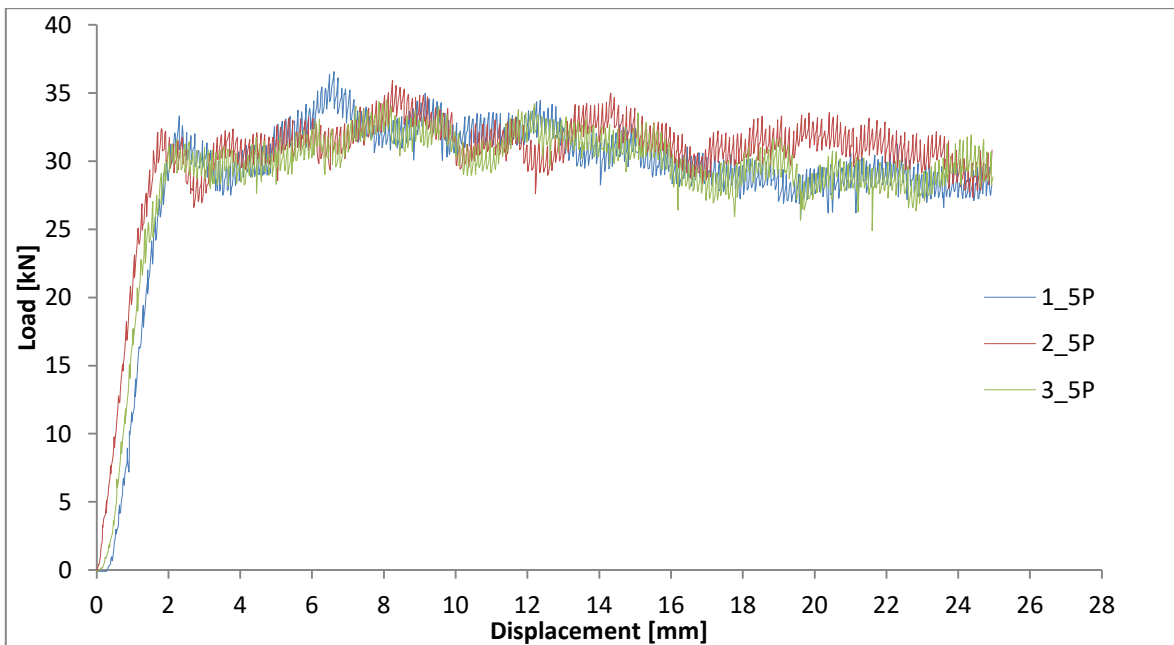


Figura 145: Andamento del carico-spostamento per i provini 5P_0

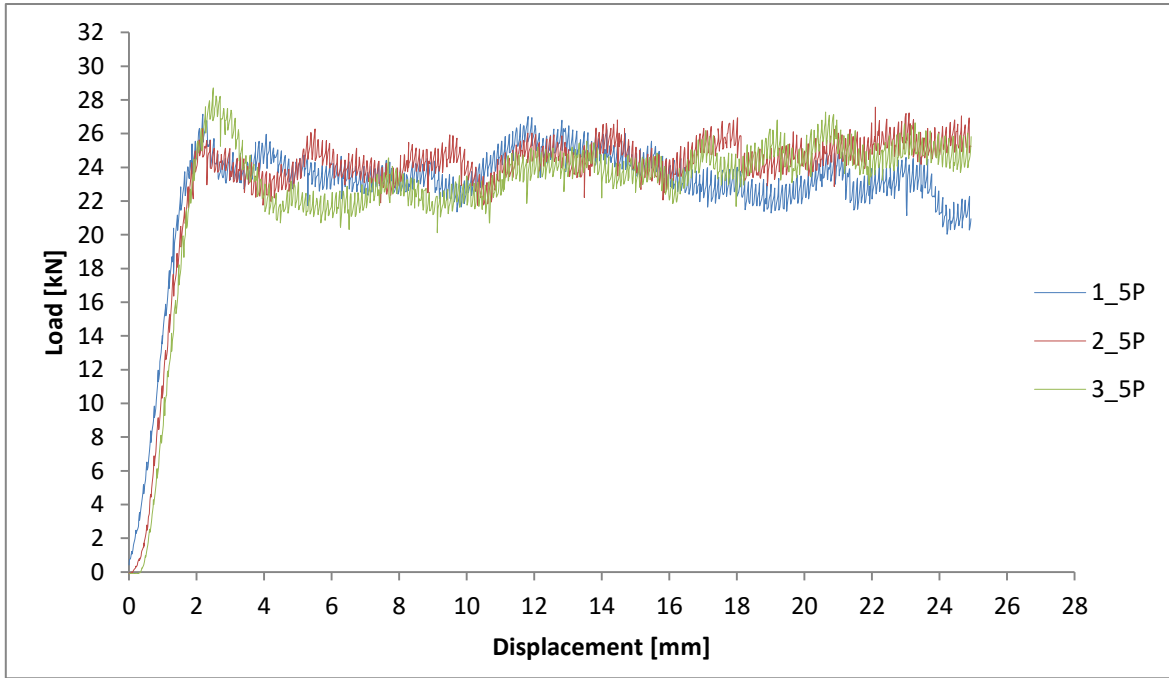


Figura 146: Andamento del carico-spostamento per i provini 5P_45

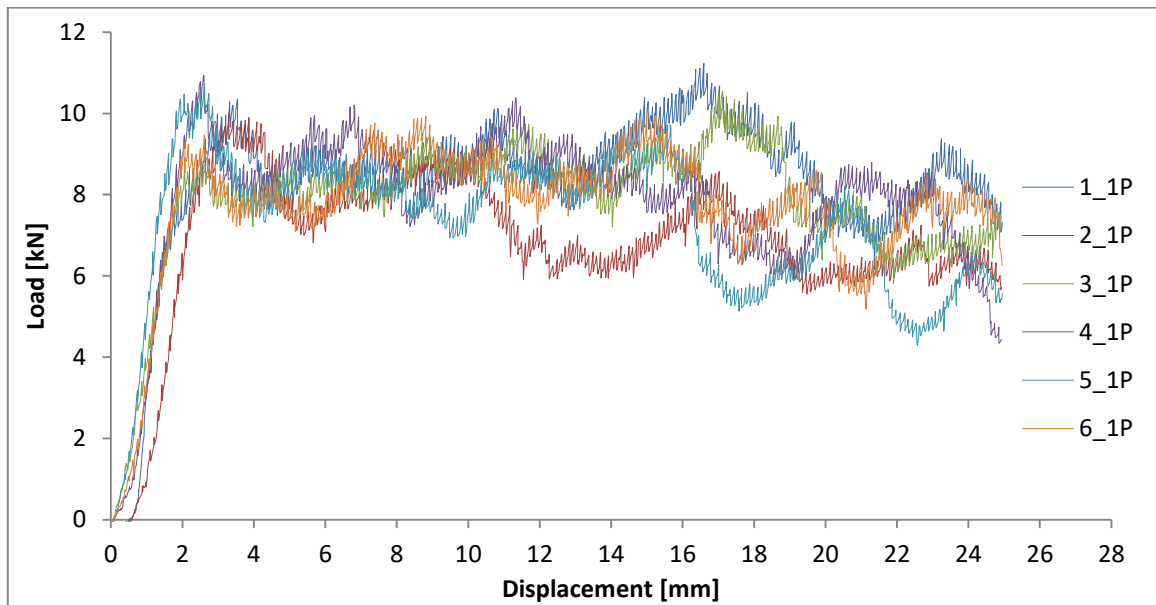


Figura 147: Andamento del carico-spostamento per i provini 1P_45

Per quanto riguarda l'energia assorbita EA:

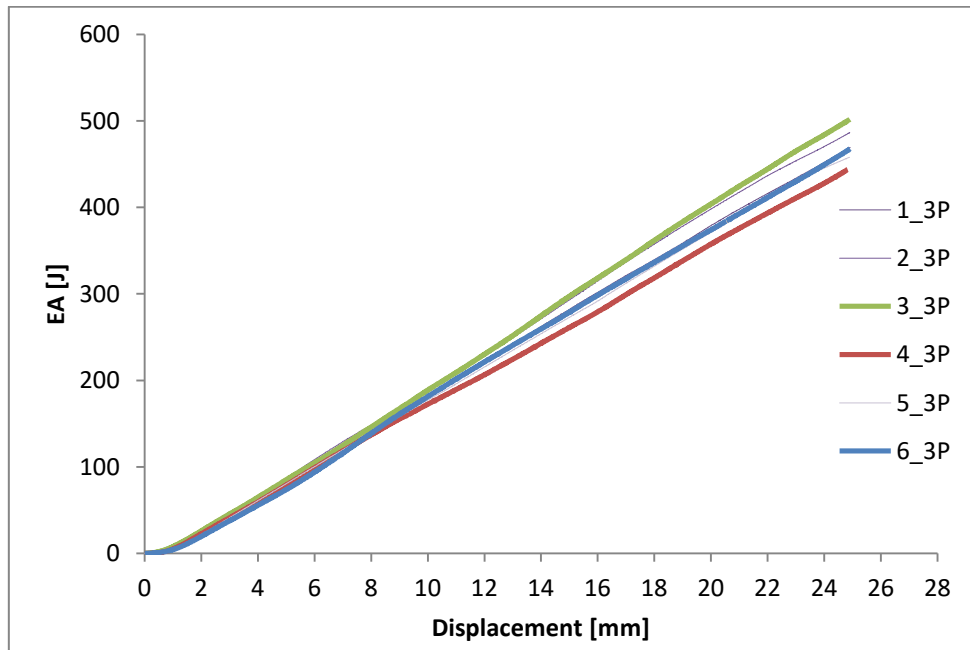


Figura 148: Andamento EA-spostamento per i provini 3P_0

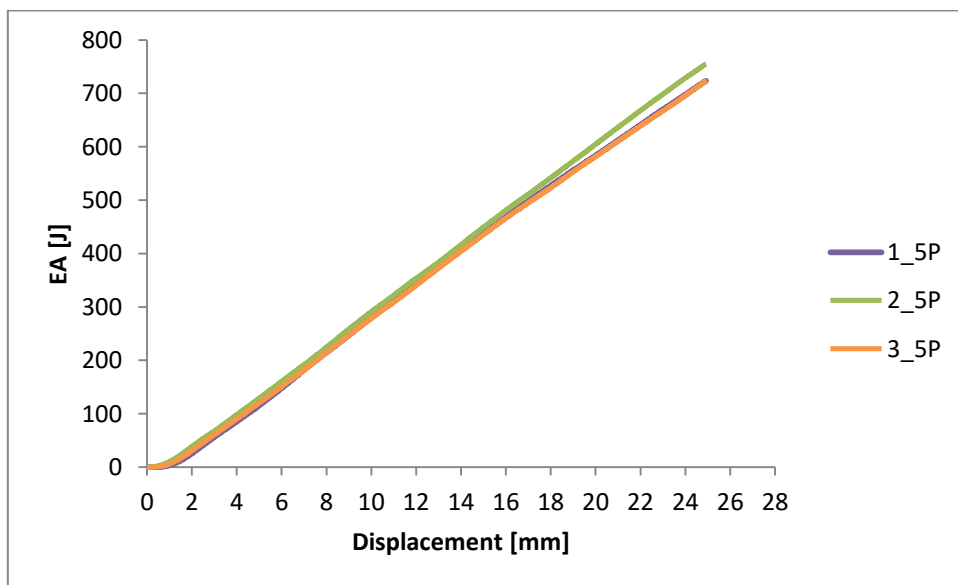


Figura 149: Andamento EA-spostamento per i provini 5P_0

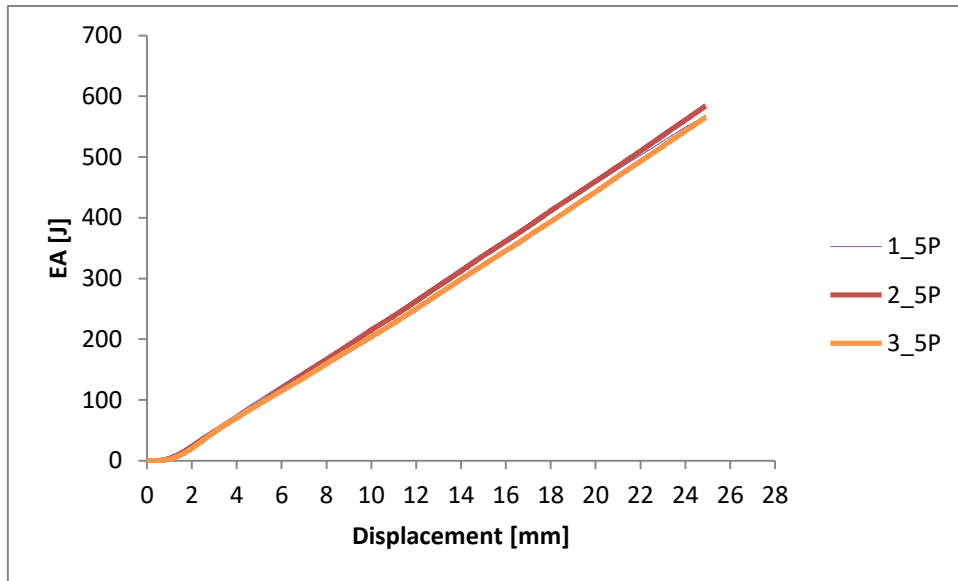


Figura 150: Andamento EA-spostamento per i provini 5P_45

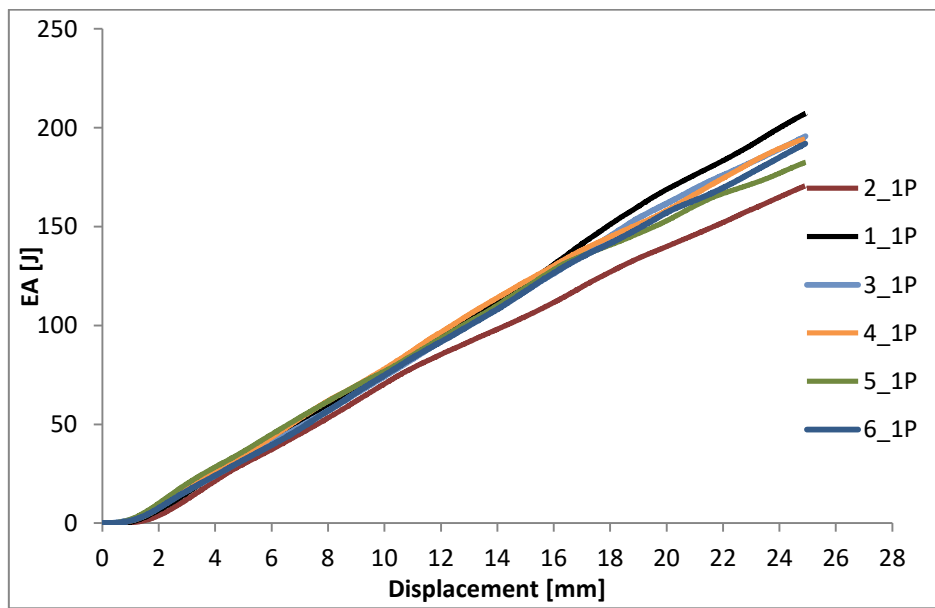


Figura 151: Andamento EA-spostamento per i provini 1P_45

Concludiamo con i grafici relativi alle energie specifiche assorbite(SEA), ottenuti durante le varie prove (SEA):

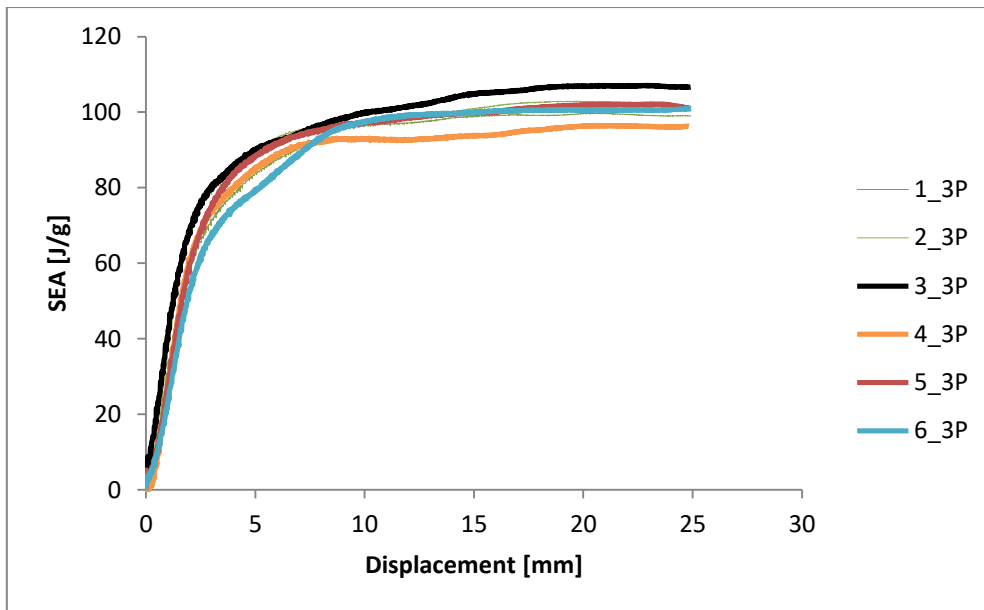


Figura 152: Andamento SEA-spostamento per i provini 3P_0

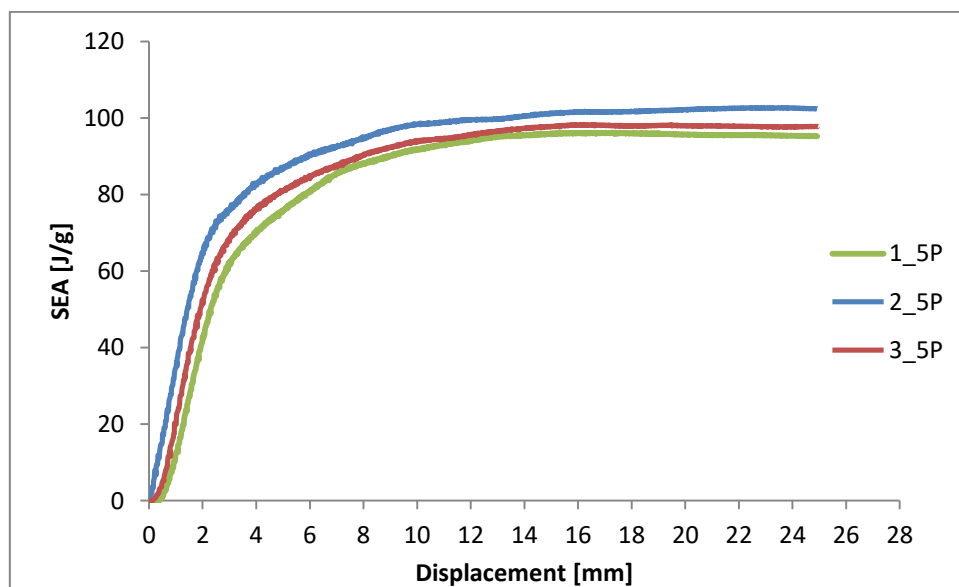


Figura 153: Andamento SEA-spostamento per i provini 5P_0

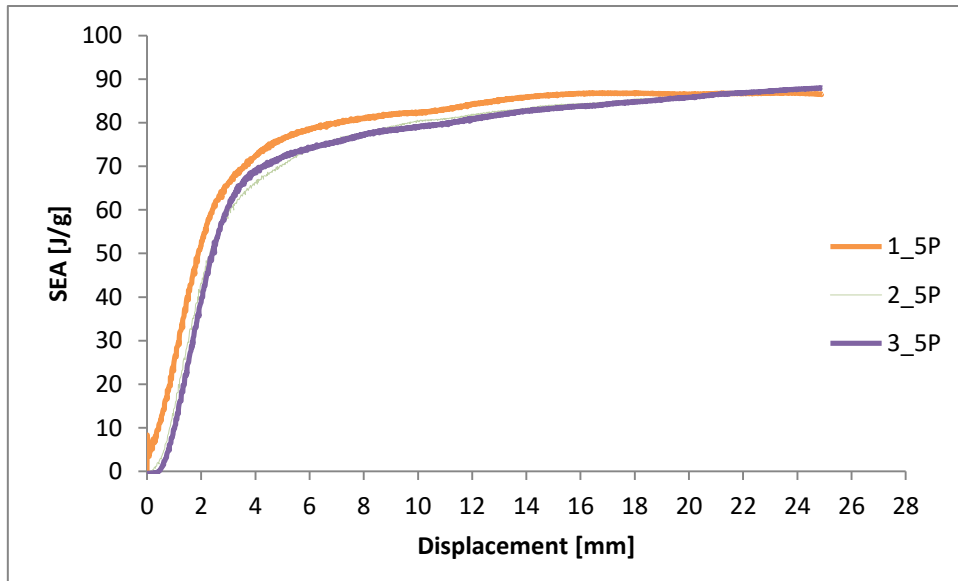


Figura 154: Andamento SEA-spostamento per i provini 5P_45

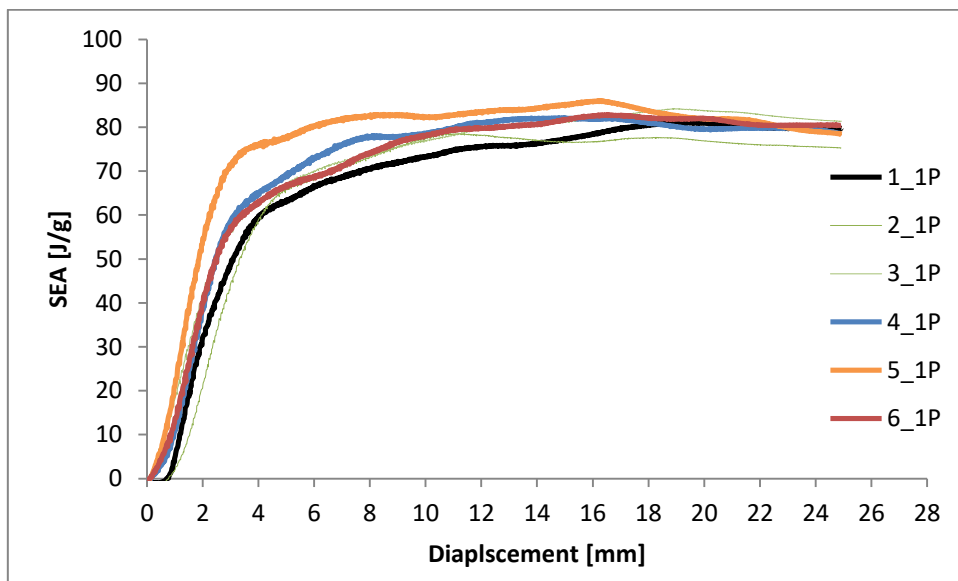


Figura 155: Andamento SEA-spostamento per i provini 1P_45

Riassunto dei risultati:

Provini 3P_0:

| Provino | SEA(J/g) | CRUSH eff. | LOAD max [kN] | LOAD avg. [kN] | | |
|---------|----------|----------------|------------------|-------------------|--------------------|-------------------|
| 1 | 88,755 | 0,807 | 23,36 | 18,86380158 | | |
| 2 | 92,183 | 0,843 | 23,19 | 19,55493789 | | |
| 3 | 94,915 | 0,817 | 24,66 | 20,15614491 | | |
| 4 | 86,268 | 0,834 | 21,44 | 17,89656741 | | |
| 5 | 90,64 | 0,845 | 21,78 | 18,42278628 | | |
| 6 | 88,332 | 0,774 | 24,28 | 18,80030371 | | |
| SAEavg= | | 90,1822 | CRUSHeff.avg= | 0,82 | 23,11833333 | 18,9490903 |

Provini 5P_0:

| Provino | SEA(J/g) | CRUSH eff. | LOADmax [kN] | LOAD avg. [kN] | | |
|---------|----------|---------------|-----------------|-------------------|--------------|--------------------|
| 1 | 83,138 | 0,795 | 36,57 | 29,07951621 | | |
| 2 | 91,525 | 0,844 | 35,92 | 30,33001001 | | |
| 3 | 86,25 | 0,843 | 34,43 | 29,0533879 | | |
| SAEavg= | | 86,971 | CRUSHeff.avg= | 0,827333 | 35,64 | 29,48763804 |

Provini 5P_45:

| Provino | SEA(J/g) | CRUSH eff. | LOADmax [kN] | LOAD avg. [kN] | | |
|---------|----------|-----------------|-----------------|-------------------|--------------|--------------------|
| 1 | 77,843 | 0,84 | 27,15 | 22,82134531 | | |
| 2 | 74,669 | 0,851 | 27,57 | 23,47001549 | | |
| 3 | 74,247 | 0,79 | 28,71 | 22,70068814 | | |
| SAEavg= | | 75,58633 | CRUSHeff.avg= | 0,827 | 27,81 | 22,99734965 |

Provini 1P_45:

| Provino | SEA(J/g) | CRUSH eff. | LOADmax [kN] | LOAD avg. [kN] | | |
|---------|----------|----------------|-----------------|-------------------|--------------------|--------------------|
| 1 | 67,918 | 0,741 | 11,23 | 8,33246469 | | |
| 2 | 66,757 | 0,685 | 10,01 | 6,859021002 | | |
| 3 | 71,995 | 0,745 | 10,54 | 7,86213506 | | |
| 4 | 71,65 | 0,713 | 10,94 | 7,805461548 | | |
| 5 | 76,364 | 0,684 | 10,7 | 7,329280154 | | |
| 6 | 71,301 | 0,77 | 10,01 | 7,707811756 | | |
| SAEavg= | | 71,8456 | CRUSHeff.avg= | 0,723 | 10,57166667 | 7,649362368 |

Tabelle 23: Risultati: SEA;Cruch efficiency, Loadmax e Load medio, per tutte le prove di schiacciamento

Per quanto riguarda i risultati ottenuti, va detto che i valori hanno rispecchiato ciò che altre ricerche scientifiche hanno ottenuto[6],[26]. Da notare come i provini di tutte le tipologie mostrino una elevata efficienza di schiacciamento(il provino raggiunge la stabilizzazione quasi immediatamente), rispetto ad altri lavori di tesi dove era stata scelta una tipologia differente di trigger a pelli interrotte(fine paragrafo 2.2) [20],[25]. Ciò è dovuto all'ottimo intervento del trigger a 45°, e della sua corretta realizzazione, di cui avevamo parlato ampiamente nel paragrafo 2.2 del capitolo 2.

Capitolo 5

VALIDAZIONE DEI MODELLI NUMERICI

Lo scopo principale di questa fase è quello di verificare la bontà dei modelli a schiacciamento. In particolare verrà simulato lo schiacciamento delle seguenti configurazioni:

1. Provino a 5 onde formato da sette superfici con stratifica $[0^\circ]_7$ (5P_0°_7)
2. Provino a 1 onda formato da sette superfici con stratifica $[0^\circ]_7$ (1P_0°_7)
3. Provino a 3 onde formato da tre superfici con stratifica $[45^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/45^\circ]$ (3P_45_3)
4. Provino a 1 onda formato da tre superfici con stratifica $[45^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/45^\circ]$ (1P_45_3)

Da notare che le configurazioni ad 1 onda formata da lamine a 0° ed a 3 onde con tre superfici (45/0), non sono state realizzate durante la fase di produzione dei provini, bensì sono un espediente utilizzato al fine di velocizzare le simulazioni, attraverso l'utilizzo di una geometria semplificata, il tutto giustificato dal fatto che le prove sperimentali hanno dato risultati analoghi per ogni categoria, in termini di SAE, nonostante le diverse geometrie adottate. In questo capitolo verranno mostrati i risultati delle varie simulazioni, ottenute attraverso il software FEM Pam-Crash, commentati e proposti futuri risvolti atti al miglioramento della comprensione della tipologia di tessuto studiata

5.1 I metodi di integrazione espliciti

Il fattore comune di tutte le simulazioni eseguite, riguarda senza dubbio il metodo di integrazione adottato: cioè quello esplicito [34]. Diamo una breve definizione sui metodi di integrazione utilizzati.

Per poter studiare fenomeni di impatto tra solidi a medie velocità si ricorre spesso ad algoritmi di calcolo che possono suddividersi in impliciti oppure espliciti, entrambi implementati nella maggior parte dei programmi commerciali ad elementi finiti. Le principali differenze risiedono in:

- *Algoritmo IMPLICITO*: Nell'algoritmo di calcolo "implicito" si utilizza un metodo di calcolo step by step in cui un opportuno criterio di convergenza (ad esempio il criterio dell' "half step residual" proposto da Hibbitt e Karlsson nel 1979) permette di proseguire o meno l'analisi, eventualmente riducendo l'incremento di tempo, a seconda dell'accuratezza dei risultati al termine di ogni step.
- *Algoritmo ESPLICITO*: Con questo metodo di integrazione non si presentano invece eventuali problemi di non convergenza ad una soluzione finita, dato che in questo caso l'analisi "non è condizionata da un criterio di convergenza" e l'incremento di tempo viene definito all'inizio dell'analisi e rimane costante durante tutto il calcolo; infatti il metodo viene chiamato "esplicito" proprio perché ogni nuovo incremento necessita la sola conoscenza dei parametri relativi all'incremento precedente.

Per quanto riguarda l'incremento di tempo, sopra menzionato nel caso esplicito, esso non può essere scelto a piacimento dall'utente, a differenza dell'algoritmo implicito, infatti esso viene calcolato seguendo l'equazione:

$$\Delta t = \min\left(\frac{L_e}{C_d}\right)$$

Il tempo totale dell'analisi dipenderà in maggior misura dalla più piccola dimensione del più piccolo elemento finito presente nel modello. Agire sul time step risulta molto spesso una tecnica appropriata, al fine di velocizzare le simulazioni, e viene chiamata *mass scaling* proprio perché le modifiche vengono apportate o sulla dimensione della shell o, molto più importante, sul valore di densità del materiale. Infatti, dalla precedente equazione, definiamo L_e come la dimensione caratteristica dell'elemento finito, mentre con C_d la velocità di propagazione dell'onda d'urto nel materiale. Per cui è possibile generare onde sonore con velocità diverse a seconda della modalità di deformazione. Le onde sonore che generano deformazioni volumetriche (compressione) e deformazioni a taglio (taglio) sono chiamate rispettivamente onde di pressione (onde longitudinali) e onde di taglio (onde trasversali).

Per constatare che una modifica della densità comporta una modifica della velocità dell'onda di pressione, e quindi del time step, basta osservare la seguente equazione:

$$c_d \approx \sqrt{\frac{E}{\rho}}$$

con E pari al modulo elastico del materiale e ρ la sua densità.

Il vantaggio dell'utilizzo del metodo di calcolo esplicito è dovuto al fatto che, pur essendo gli incrementi di tempo molto più piccoli rispetto a quelli del metodo implicito (solitamente gli incrementi utilizzati con il metodo esplicito sono da 100 a 1000 volte inferiori rispetto a quelli utilizzati nel metodo implicito), si ha un elevato risparmio di tempo di calcolo in analisi che prevedono urti ad elevata velocità o comunque problemi in cui si hanno grosse dissipazioni, o trasferimenti, di energia e propagazione di onde d'urto (eventi che avvengono in intervalli di tempo molto piccoli).

Concludiamo con un riassunto di quelli che sono i vantaggi derivanti dall'utilizzo di un metodo di calcolo esplicito:

- Maggiore velocità di calcolo, soprattutto con modelli caratterizzati da un elevato numero di gradi di libertà.
- Assenza di problemi di calcolo legati alla convergenza verso una soluzione corretta in presenza di forti non linearità (spesso con l'utilizzo del metodo implicito, il programma si blocca oppure impiega tempi di calcolo eccessivi prima di arrivare ad una soluzione finita).
- Attenzione alla valutazione della correttezza della soluzione.

5.2 Descrizione del software

Prima di incominciare a presentare i risultati ottenuti dalle simulazioni, incominciamo questo paragrafo con una breve descrizione del software impiegato.



Figura 156: Logo del software(sinistra) e del produttore(destra)

Il software VPS, prodotto dalla ESI, si basa su “carte” per descrivere tutte le proprietà del modello. In particolare distinguiamo l’elemento principale atto a contenere le diverse carte, chiamato “feature tree” . Come si può vedere dalla figura 157 è possibile distinguere diverse entità:

- *CONTROLS*: qui è possibile definire le proprietà che definiscono la modalità di esecuzione della prova
- *PARTS*: vengono definite le proprietà dei vari elementi costituenti il modello
- *MATERIALS*: vengono definite le proprietà fisiche associate alle varie parti
- *PLIES*: vengono definite, nel caso di compositi, le proprietà della singola lamina
- *LAYERS*: sistema utilizzato per definire la stratifica e l’orientamento delle singole lamine
- *LINKS*: utilizzato per definire gli elementi coesivi (tied parts)
- *CONTACTS*: usato per definire le proprietà di contatto tra i vari elementi (piano di schiacciamento/lamina oppure lamina/lamina) e quindi impostare i coefficienti di attrito
- *CONSTRAINTS*: vengono definite le condizioni al contorno del modello
- *LOADS*: vengono impostati i vincoli ed i carichi
- *AUXILIARIES*: menu dal quale è possibile visualizzare tutte le funzioni utilizzate per definire il modello

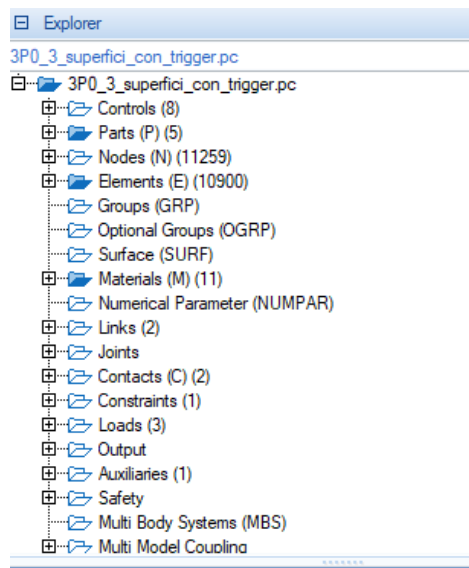


Figura 157: Feature tree

Il software Pam-Crash sfrutta il fatto che spesso i manufatti in composito hanno due dimensioni che prevalgono sulla terza, lo spessore. Per cui i modelli sono costituiti da una o più superfici, rappresentanti una o più lamine, tenute insieme dagli elementi coesivi.

Ad ogni superficie è associato il *Material Type 131 (Multilayered orthotropic biphas material)* nel quale, con riferimento alla figura 158, devono essere riportati i seguenti parametri principale:

- La tipologia di integrazione scelta (*ISINT*);
- La densità, ρ , complessiva del sub-laminato (*RHO*);
- Il numero di lamine (*NOPER*), il relativo tipo (*IDLAYER*). Per quanto riguarda la definizione dello spessore (*THKPL*) e l'orientamento scelto rispetto ad una direzione imposta dall'utente (*ANGPL*), è stata utilizzata la modalità *ILAY=1*, che consente di ottenere in output informazioni riguardanti ogni singolo layer del modello.

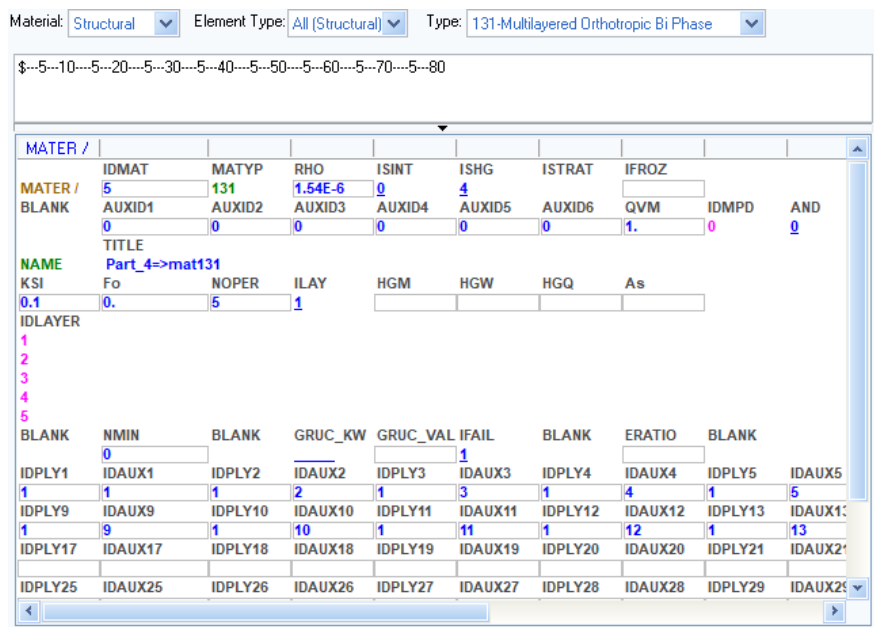


Figura 158 : Carta del materiale: *Material Type 131*

Le proprietà della lamina, composta da tessuto, sono riportate nella relativa carta *Ply Type 7 (Fabric composite global ply model)*, mostrata in figura 160, dove per essere definita, vanno impostati i seguenti parametri:

| NOME | DEFINIZIONE |
|------|---|
| ITYP | Numero identificativo del modello ply |
| RHO | Massa per unità di volume |
| KSI | fattore di smorzamento della rigidità |
| E01 | Modulo di Young in dir. fibra 1 a 0° |
| E02 | Modulo di Young in dir. fibra 2 a 90° |
| E0c1 | Modulo di Young in compressione in dir. fibra 1 |
| E0c2 | Modulo di Young in compressione in dir. fibra 2 |

| | |
|---------|---|
| G012 | Modulo tangenziale nel piano 12 |
| G023 | Modulo tangenziale nel piano 23 |
| G013 | Modulo tangenziale nel piano 13 |
| NU012 | Coefficiente di Poisson nel piano 12 |
| NU0c12 | Coefficiente di Poisson a compressione nel piano 12 |
| KAPPA23 | Coefficiente di correzione a taglio nel piano 23 |
| KAPPA13 | Coefficiente di correzione a taglio nel piano 13 |
| Y12c | Valore critico del danneggiamento a taglio |
| Y120 | Valore iniziale del danneggiamento a taglio |
| Y12R | Valore limite per la rottura della matrice con taglio puro |
| D12max | Valore massimo del danneggiamento a taglio |
| Y11C | Valore critico del danneggiamento a trazione in dir. fibra 1 |
| Y110 | Valore iniziale del danneggiamento a trazione in dir. fibra 1 |
| Y11R | Valore del danneggiamento a trazione che provoca frattura della fibra |
| D11max | Valore massimo del danneggiamento a trazione |
| Y11cC | Valore del danneggiamento critico a compressione |
| Y11c0 | Valore iniziale del danneggiamento a compressione |
| Y11cR | Valore del danneggiamento a compressione che provoca frattura della fibra |
| D11cmax | Valore massimo del danneggiamento a compressione |
| RO | Tensione tangenziale di snervamento |
| BETA | costante del materiale(plasticity power factor) |
| m | esponente di incrudimento |

Tabella 24: Parametri che definiscono le proprietà della singola lamina di tessuto(*Ply Type 7*)

| PLY / | IDPLY | ITYP | RHO | FAILINP | KSI | | |
|----------|--------|--------|----------|-----------|---------|---------|----------|
| PLY / | 1 | Z | 1.54E-6 | 1 | | | |
| NAME | TITLE | | | | | | |
| E01 | E02 | | | | | | |
| 60.7 | 60.7 | | | | | | |
| G012 | G023 | G013 | NU012 | KAPPA23 | KAPPA13 | | |
| 3.35 | 3.35 | 3.35 | 0.032 | 0. | 0. | | |
| Y12c | Y120 | Y12R | D12max | Y11C | Y110 | Y11R | D11max |
| 3.558 | 0.0219 | 0.122 | 0.99 | 0.6 | 0.088 | 0.09 | 0.99 |
| ALPHA1 | ALPHA2 | | | | | | |
| E0c1 | E0c2 | NU0c12 | Y11cC | Y11c0 | Y11cR | D11cmax | |
| 55.7 | 55.7 | | 0.5 | 0.054 | 0.06 | 0.99 | |
| RO | BETA | m | | | | | |
| 0.0318 | 0.419 | 0.58 | | | | | |
| ERATER11 | D11 | n11 | LAWTPY11 | ERATERc11 | D11c | n11c | LAWTPY11 |
| | | | == | | | | == |
| ERATER12 | D12 | n12 | LAWTPY12 | | | | |
| | | | == | | | | |

Figura 159: Carta *Ply Type 7*

Infine, per quanto riguarda le proprietà dell'interfaccia di delaminazione rappresentata dagli elementi coesivi, modellati con il *Material Type 303 (Slink elink tied 2)*, è necessario definire i seguenti parametri (Figura 160):

| NOME | DEFINIZIONE |
|-----------|--|
| RHO | massa per unità di volume |
| IDEABEN | Contrassegno per il tied normal |
| I3DOF | Contrassegno per il tie rotational DOF |
| IDELA | Cohesive model flag |
| Ncycle | Cicli per legge bilineare |
| hcont | lunghezza per il calcolo |
| E0 | Modulo elastico(lacerazione) |
| EFrac1 | Resistenza alla frattura interlaminare modo I |
| SIGMAst | Valore di tensione di inizio del danno |
| SIGMApr | Valore di tensione di propagazione del danno |
| G0 | Modulo di elasticità(shearing) |
| EFrac2 | Resistenza alla frattura interlaminare modo II |
| GAMMAst | Valore di tensione di inizio del danno |
| GAMMApr | Valore di tensione di propagazione del danno |
| IFUNGcont | Mixed mode interaction function |

Tabella 25: Parametri che definiscono le proprietà degli elementi coesivi (*Material Type 303*)

Material: Element Type: Type:

\$--5--10--5--20--5--30--5--40--5--50--5--60--5--70--5--80

| MATER / | IDMAT | MATYP | RHO | ISINT | ISHG | ISTRAT | IFROZ | | |
|---------|-----------|----------|----------|----------|---------|--------|-------|-------|-----|
| MATER / | 8 | 303 | 1.22E-6 | 0 | 0 | == | | | |
| BLANK | AUXID1 | AUXID2 | AUXID3 | AUXID4 | AUXID5 | AUXID6 | QVM | IDMPD | AND |
| | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1. | 0 | 0 |
| TITLE | | | | | | | | | |
| NAME | Mat_303 | | | | | | | | |
| KSI | SLFACm | BLANK | IDEABEN | IDELBEND | DAMRATE | TLSTIF | | | |
| 0.1 | | | == | == | | | | | |
| I3DOF | IDELA | | | | | | | | |
| 1 | 0 | | | | | | | | |
| hcont | E0 | G0 | STRAT1 | STRAT2 | Nflit | | | | |
| 0.82 | 60.74 | 3.35 | 0. | 0. | | | | | |
| SIGMApr | GAMMApr | EFrac1 | EFrac2 | SIGMAst | GAMMAst | NFEQD | | | |
| 0.00103 | 0.01 | 0.001582 | 0.002627 | 0.00103 | 0.01 | 100. | | | |
| Ncycle | IFUNGcont | | | | | | | | |
| 100 | 0 | | | | | | | | |

Figura 160: Carta *Material Type 303*

5.3 SIMULAZIONI DELLE PROVE DI SCHIACCIAMENTO

In questo paragrafo verranno illustrate le simulazioni delle prove di schiacciamento, eseguite inserendo come input al software i parametri mediati tra tutte le ripetizioni delle prove di caratterizzazione mostrate nel Capitolo 4. Per quanto riguarda la costruzione del modello, particolare attenzione è stata data alla realizzazione del trigger che, nel caso dei provini a 0° con sette lamine e per i provini a $(45^\circ/0^\circ)$ con sei lamine, è stato realizzato distanziando leggermente (qualche decimo di millimetro) tra loro i sub-laminati esterni mantenendo un sub-laminato centrale al quale è stato fatto un trigger a dente di sega, per cercare di evitare problemi di buckling durante la simulazione (figura 161). In particolare, nel caso di provini con sette lamine, al modello si è conferito un trigger che prevedesse anche uno spostamento verticale tra i singoli sub-laminati.

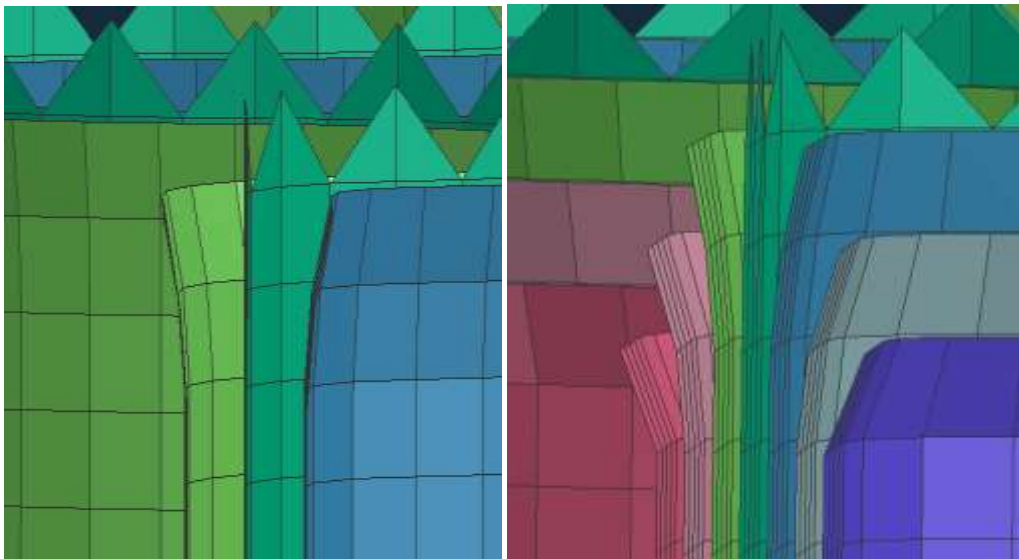


Figura 161: Trigger dei provini con tre superfici (sinistra) e sette superfici (destra) per le prove di schiacciamento

Per rendere il modello più snello non si è appoggiato il provino su una base, bensì si sono vincolati direttamente tutti i gradi di libertà dei nodi alla base di quest'ultimo. Il tutto è completato dall'introduzione dei contatti, tra superfici ed impattatore e tra le superfici stesse, modellati secondo la classica teoria Coulombiana con un coefficiente d'attrito pari a 0.15 nel primo caso, e 0.3 nel secondo. Infine è stata scelta una dimensione della shell (forma quadrata) pari ad 1mm, compromesso per una prova che si esaurisca in tempi non eccessivi ma che comunque possa offrire valori accettabili, alle quali è stato assegnato un metodo di calcolo "full integrated" al fine di scongiurare problemi di "hourglassing". Per quanto concerne l'interfaccia di delaminazione, essa è costituita dai Tied elements (cioè elementi coesivi) che tengono uniti i vari sub-laminati (figura 162). Infine l'impattatore è stato modellato come una superficie rigida (vincolo di corpo rigido), alla quale è stata assegnata una legge di spostamento.

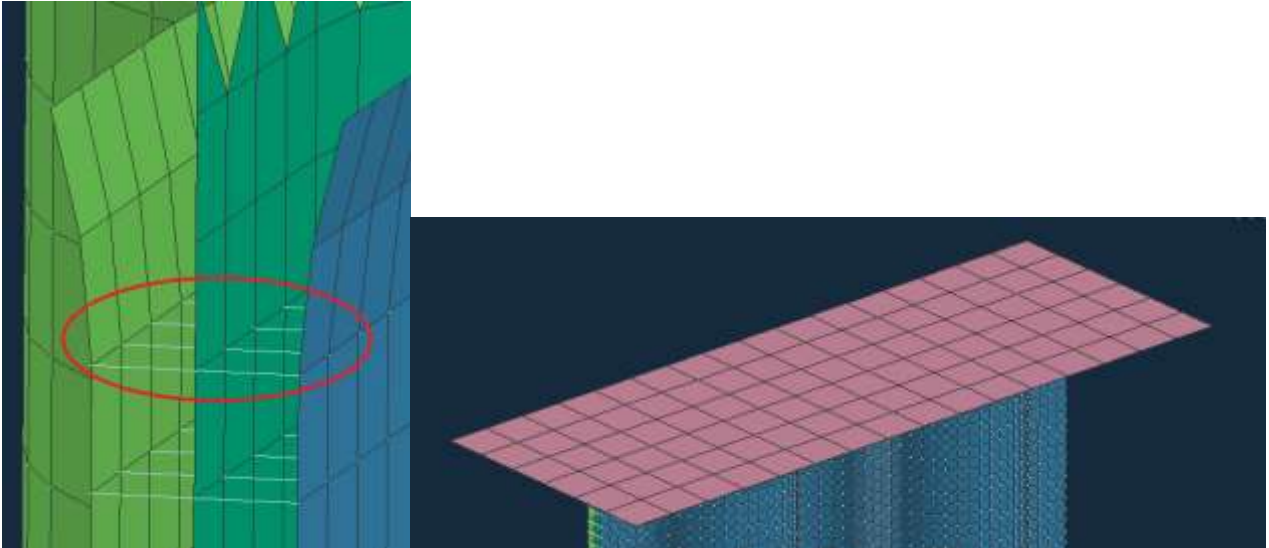


Figura 162: Nell'immagine di sinistra sono evidenziati gli elementi coesivi, a destra viene rappresentato l'impattore

Ottenendo i seguenti risultati delle simulazioni modelli:

- Provino 5P_0°_7:

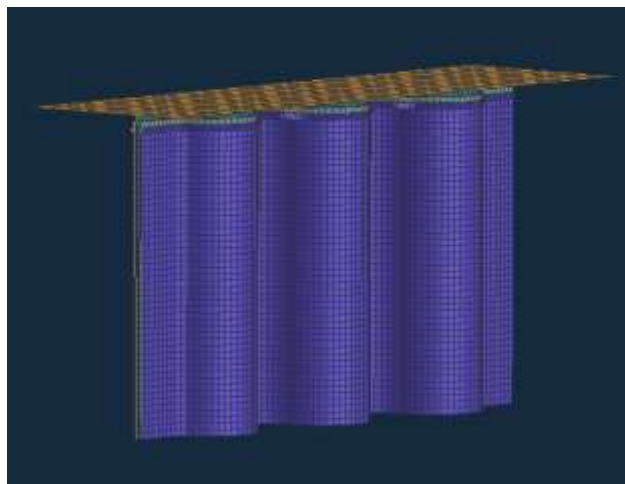


Figura 163: Modello in Pam-crash del provino 5P_0°_7

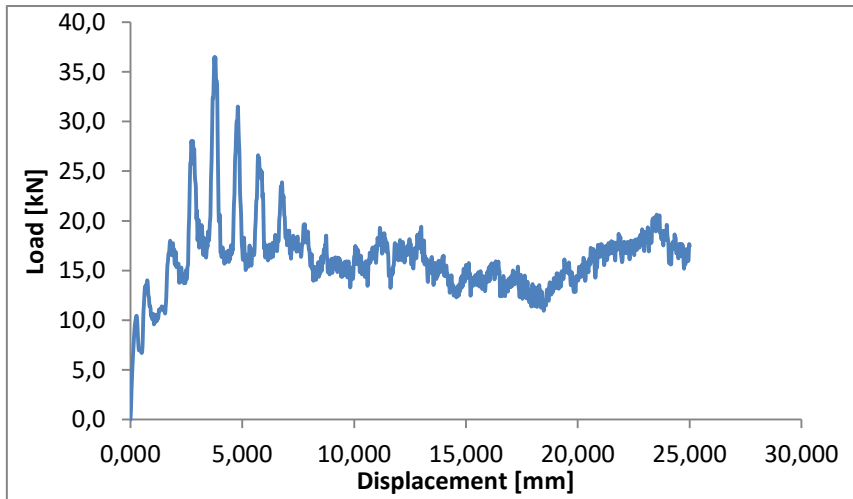


Figura 164 : Andamento del Carico-Spostamento per la simulazione

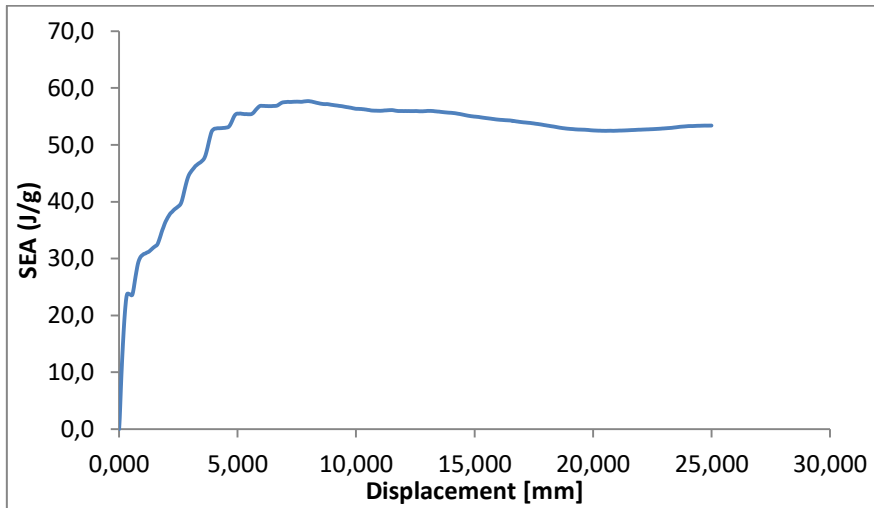


Figura 165: SEA per la simulazione

5HC-7S

SHELL : Maximum_Damage_Over_Shell
Min = 0 at Ele 3651
Max = 0.976186 at Ele 7856

19 / 90.000000

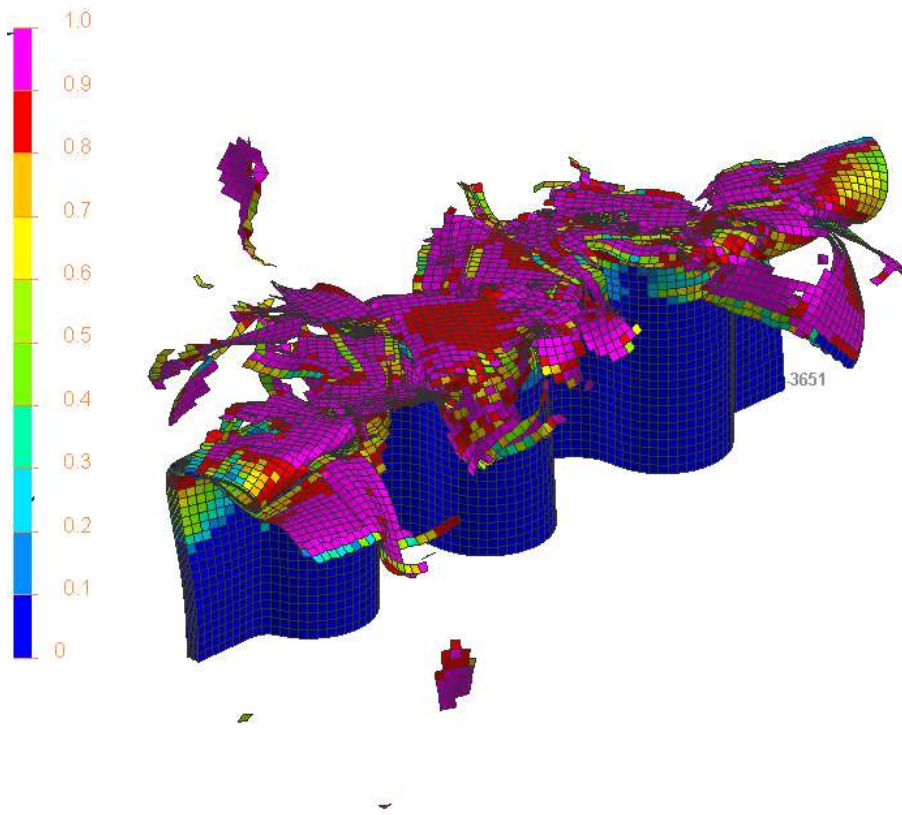


Figura 166: Rappresentazione della modalità di cedimento del modello in cui viene esibito il danneggiamento del materiale composito



Figura 167: Immagine provini a seguito della prova di schiacciamento

| | Load max [kN] | Load avg. [kN] | SEA [J/g] |
|-------------|------------------|-------------------|--------------|
| Simulazione | 36,4 | 16,2 | 51,7 |

Tabella 26: Valori della simulazione 5P_0°_7

- Provino 3P_45°_3:

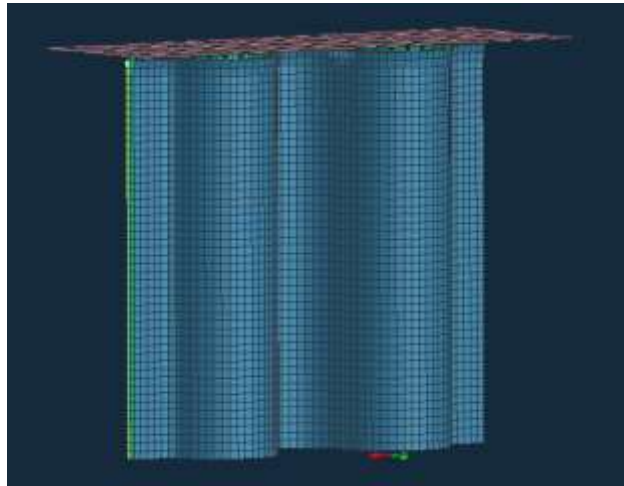


Figura 168: Modello in Pam-crash del provino 3P_45°_3

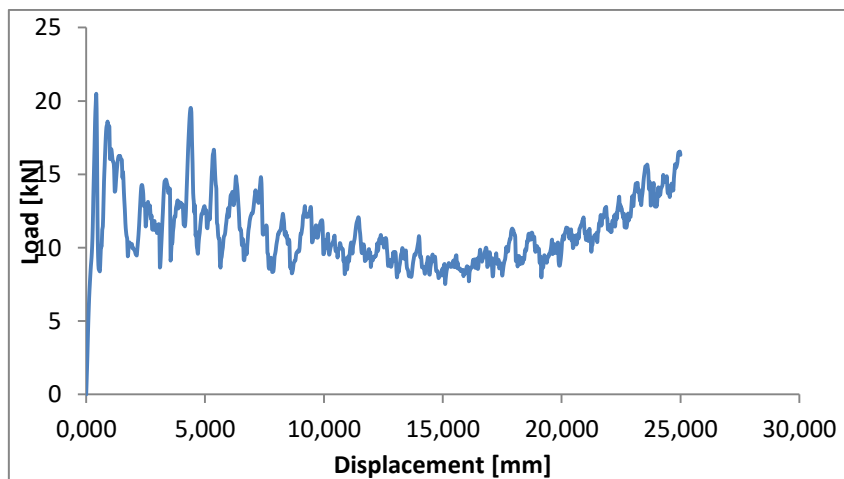


Figura 169: Andamento del Carico-Spostamento per la simulazione 3P_45_3

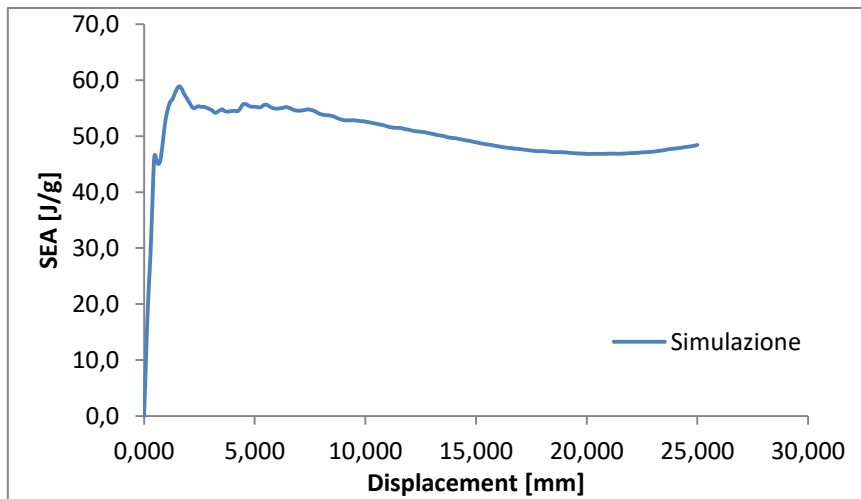


Figura 170: SEA per la simulazione 3P_45_3

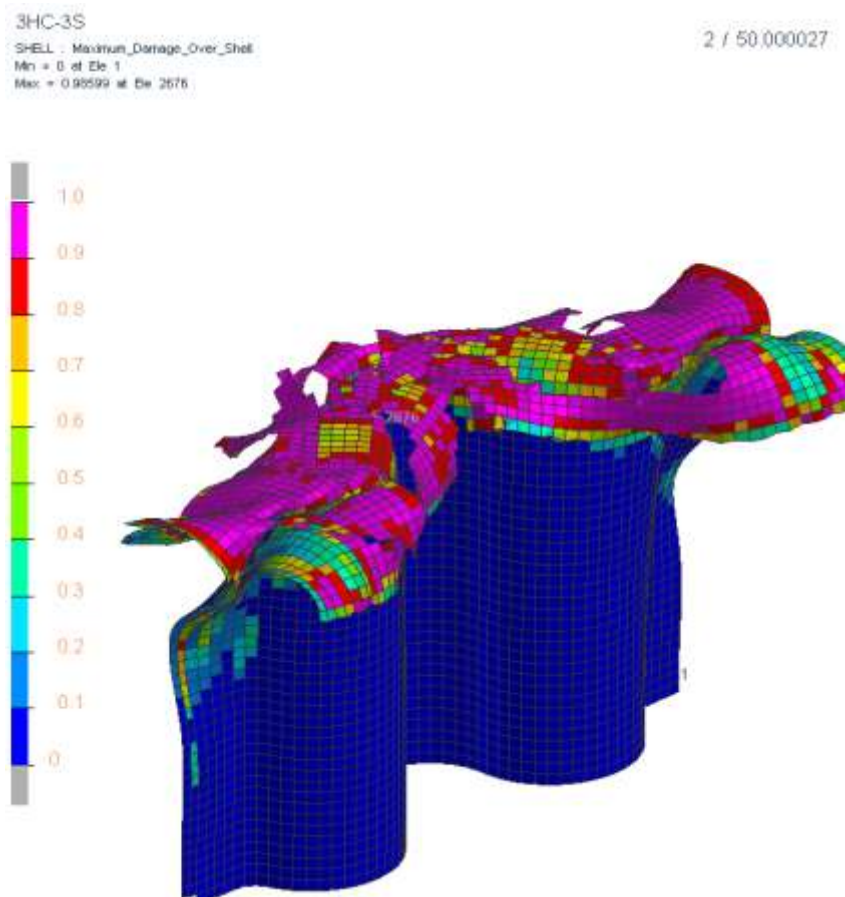


Figura 171: Rappresentazione della modalità di cedimento del modello in cui viene esibito il danneggiamento del materiale composito



Figura 172: Immagine provio a seguito della prova di schiacciamento

| | Load max [kN] | Load avg. [kN] | SEA [J/g] |
|--------------------|------------------|-------------------|--------------|
| Simulazione | 20,40 | 11,11 | 50,3 |

Tabella 27: Valori della simulazione per il provino 3P_45°_3

Per l'ultima tipologia di provini, cioè quelli ad onda singola, visto che sarebbe utile fare una comparazione

- **PROVINO 1P_45°_3 e 1P_0°_7:**

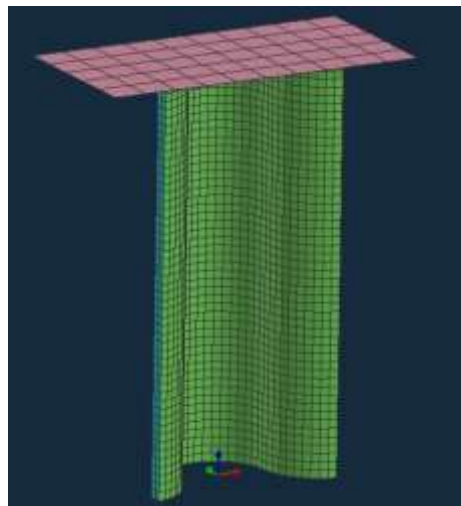


Figura 173: Modello in Pam-crash del provino 1P_45°_3 e 1P_0°_7

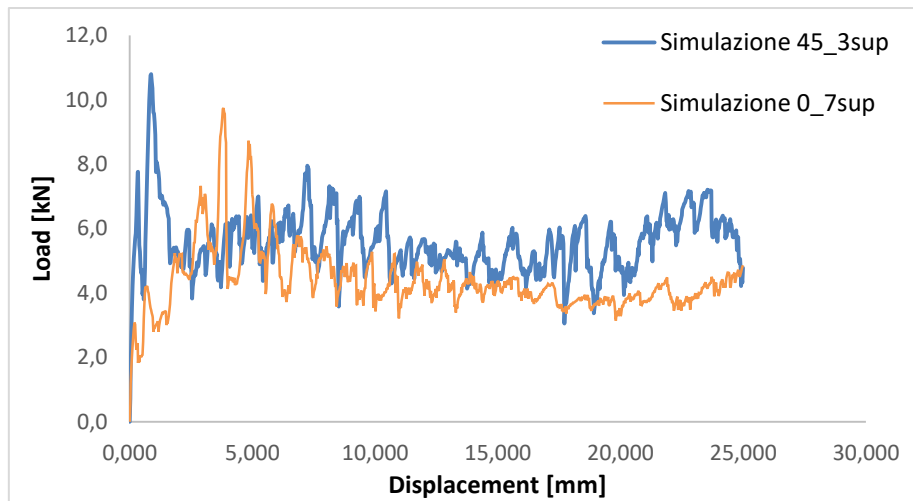


Figura 174: Confronto andamento del Carico-Spostamento per la simulazione e la prova sperimentale

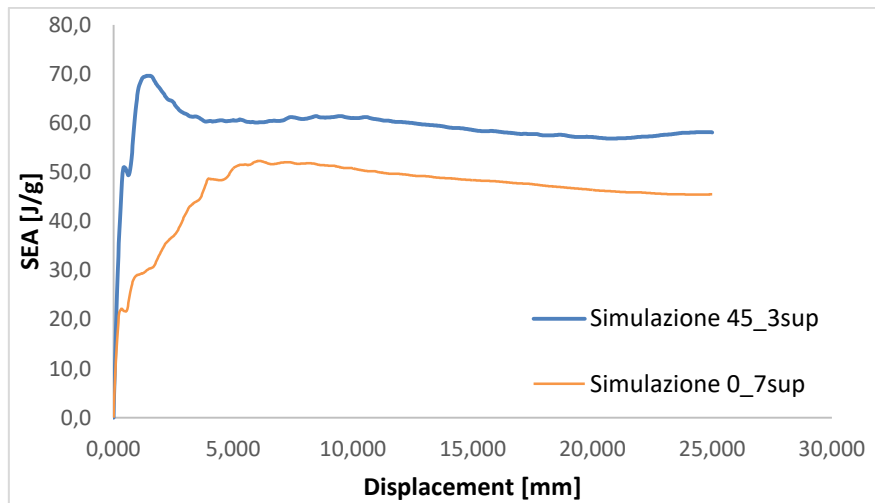


Figura 175: Confronto SEA per la simulazione e prova sperimentale

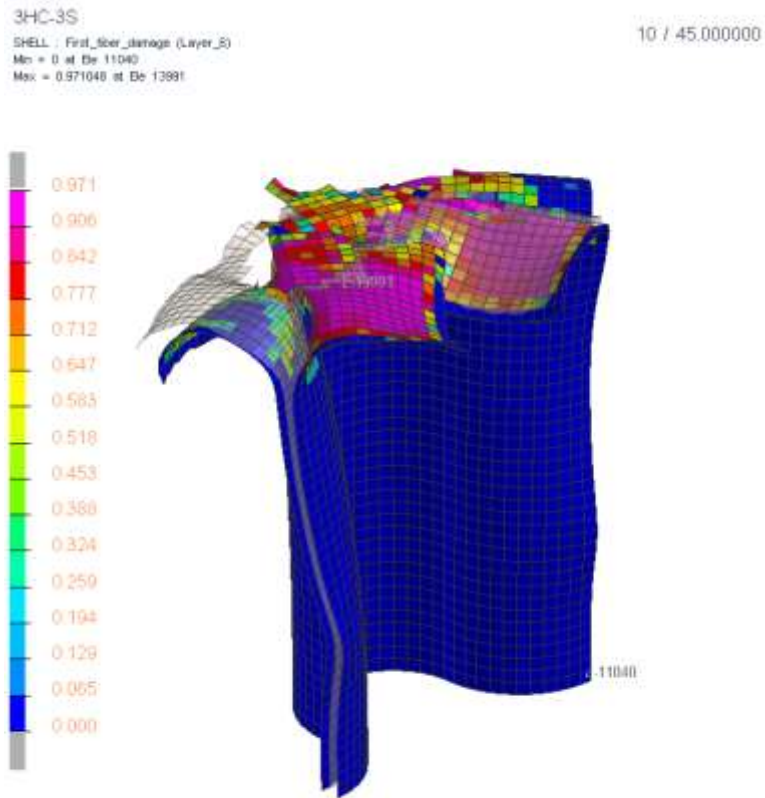


Figura 176: Rappresentazione della modalità di cedimento del modello in cui viene esibito il danneggiamento delle fibre

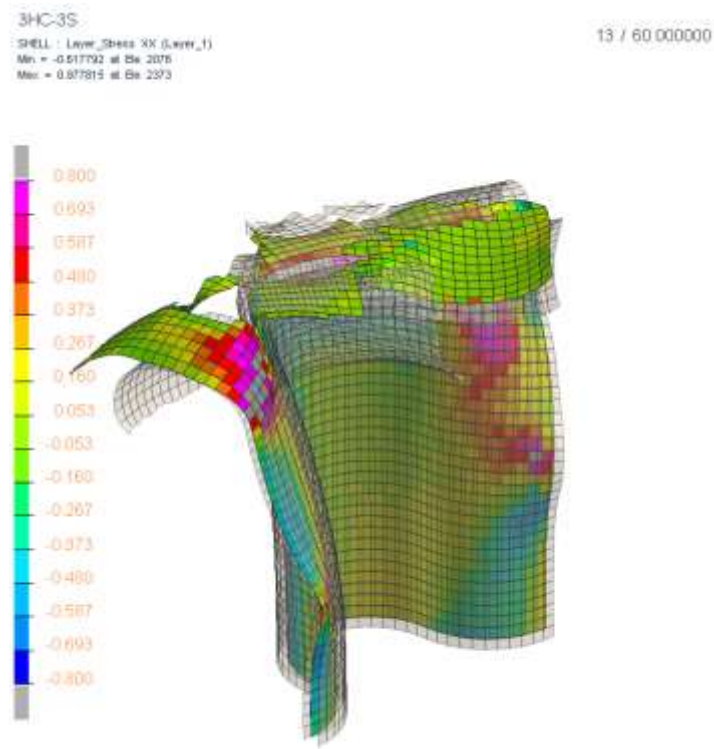


Figura 177: Valori di tensione per il layer 1

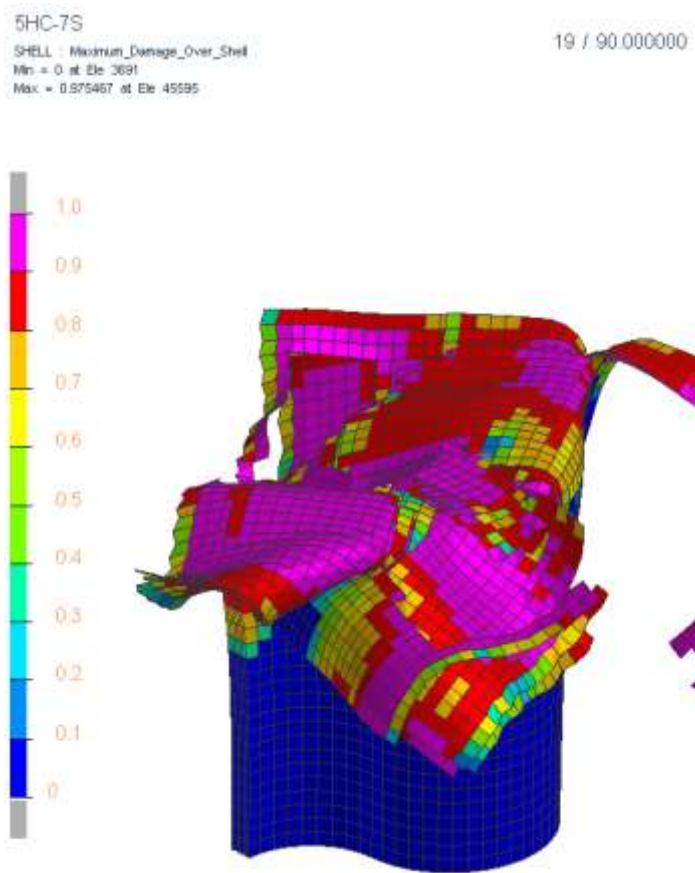


Figura 178: Rappresentazione della modalità di cedimento del modello in cui viene esibito il danneggiamento del materiale composito



Figura 179: Immagine provini a seguito della prova di schiacciamento

| | Load max [kN] | Load avg. [kN] | SEA [J/g] |
|-------------|------------------|-------------------|--------------|
| Simulazione | 10,80 | 5,6 | 59,1 |

Tabella 28: Valori della simulazione per il provino 1P_45_3

| | Load max [kN] | Load avg. [kN] | SEA [J/g] |
|---------------------|------------------|-------------------|--------------|
| Simulazione (0°) | 9,7 | 4,4 | 46,1 |

Tabella 29: Valori della simulazione per il provino 1P_0_7

A questo punto, mettiamo in luce i risultati ottenuti effettuando un confronto con il valore di energia specifica assorbita ricavato dalle prove sperimentali e simulative, aventi stesso lay-up:

Confronto 3P_45, 1P_45 numeriche con 5P_45, 1P_45 sperimentali:

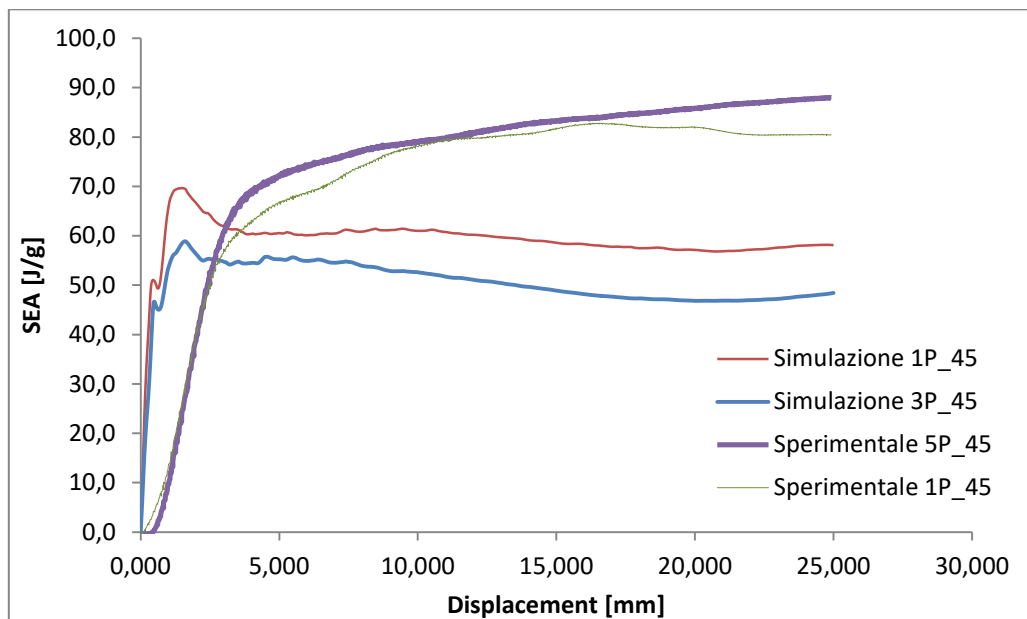


Figura 180: Andamento delle curve 3P_45 e 1P_45 numeriche con le curve 5P_45 e 1P_45 sperimentali

Confronto 5P_0 e 1P_0 numeriche con 5P_0 e 3P_0 sperimentali

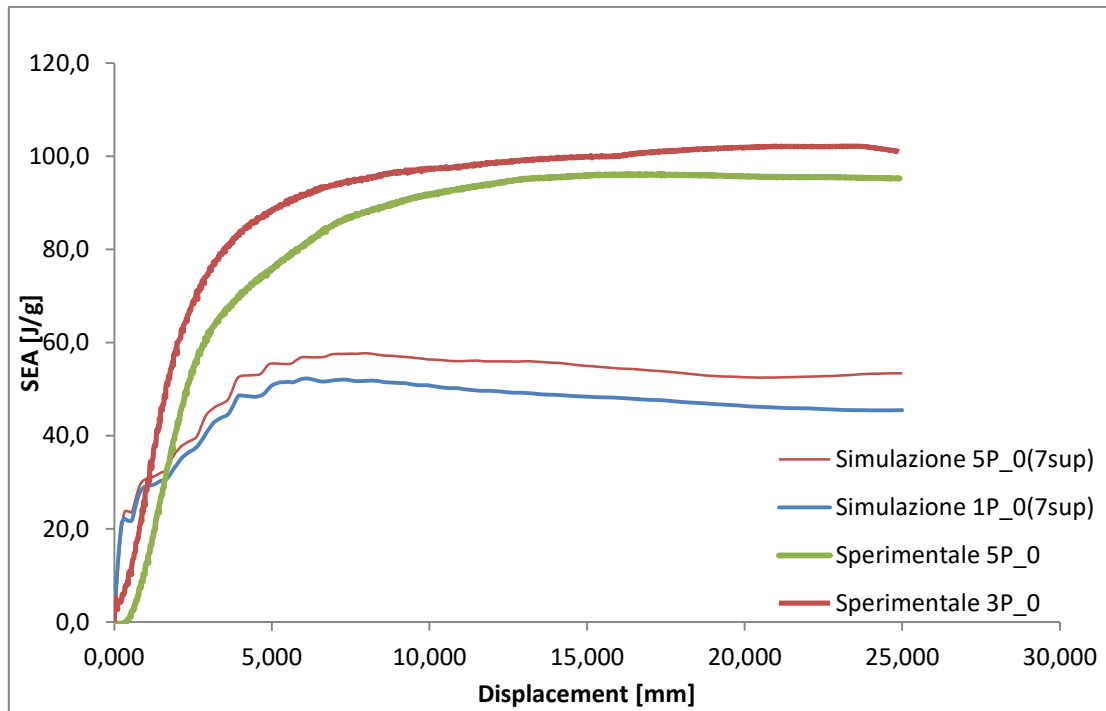


Figura 181: Andamento delle curve 5P_0 e 1P_0 numeriche con le curve 5P_0 e 3P_0 sperimentali

Dalla figura 180 e 181, si può notare come le curve numeriche e sperimentali, se considerate appartenenti alla propria categoria di origine, siano simili tra loro come andamento. Diversamente invece risulta il valore stimato di SEA se confrontassimo una curva sperimentale con una ottenuta dal modello numerico. Infatti in entrambi i casi il software sottostima le curve ottenute, dando i seguenti risultati:

| SEA_numerico [J/g] | | SEA_sperimentale [J/g] | |
|--------------------|---------------|------------------------|-------|
| 3P_45(3 sup.) | 1P_45(3 sup.) | 5P_45 | 1P_45 |
| 50,3 | 59,1 | 77,84 | 71,9 |

Tabella 30: Valori SEA numerici e SEA sperimentali per le prove con stratifica [45/45/0/0/45/45]

Ottenendo un errore:

- Tra 3P_45 numerico e 5P_45 sperimentale: -35,4%
- Tra 1P_45 numerico e 1P_45 sperimentale: -18%

| SEA_numerico [J/g] | | SEA_sperimentale [J/g] | |
|--------------------|--------------|------------------------|------|
| 5P_0(7 sup.) | 1P_0(7 sup.) | 5P_0 | 3P_0 |
| 51,7 | 46,1 | 86,1 | 90,1 |

Tabella 31: Valori SEA numerici e SEA sperimentali per le prove con stratifica 0°

Ottenendo un errore:

- Tra 5P_0 numerico e 5P_0 sperimentale: -40%
- Tra 1P_0 numerico e 3P_45 sperimentale: -48,8%

5.4 Considerazioni:

I risultati delle varie prove possono ritenersi soddisfacenti, seppure il risolutore del software non riesca mai ad approssimare correttamente le curve rispetto a quelle ottenute sperimentalmente. Va detto comunque che questo è un problema che, attualmente, è comune a tutti i risolutori Fem e riscontrabile anche in altri lavori di tesi [20],[25]. Infatti attualmente ci sono numerosi studi al fine di implementare nuovi modelli sempre più precisi ,capaci di colmare questo gap. Da notare comunque la presenza di leggeri fenomeni di buckling che hanno fatto sì di ottenere valori di SEA più bassi rispetto ai casi sperimentali; si consiglia in lavori futuri, una previa calibrazione dei parametri, ottenuti dal modello analitico, attraverso l'utilizzo del software, secondo le modalità seguite durante le prove di caratterizzazione, al fine di limitare questi fenomeni sgraditi. Per quanto concerne invece la modalità di cedimento, il solutore è riuscito a riprodurre il "transverse sharing" ed il "lamina bending", ottenendo, a livello di immagine, una buona sovrapposizione(figura 182), nonostante fosse stato impostato un criterio di fallimento aggiuntivo(Ply card 7> Equivalent shear strain), tale per cui venissero rimosse dalla schermo le shell troppo danneggiate, al fine di velocizzare la simulazione.



Figura 182: Confronto visivo sulla modalità di cedimento ottenuta dal provino 5P_0_7

Facciamo inoltre notare che effettuare una modifica della geometria, non comporta variazioni in termini di SEA. Infatti, considerando per esempio la figura 180, si può notare come le sole curve sperimentali, come anche quelle numeriche, siano molto simili come andamento, nonostante le geometrie siano diverse. Anche in questo caso il software sottostima le curve numeriche rispetto a quelle sperimentali. Per quanto riguarda il lay-up, i valori di SEA maggiori, per le prove sperimentali, si sono ottenute con le configurazioni

che prevedevano una stratifica formata da sole lamine a 0°, nel caso simulativo invece abbiamo un valore molto vicino tra loro, sintomo di una non perfetta calibrazione ottenuta del modello.

Infine per quanto riguarda il tempo computazionale, speso dal software per originare in output la soluzione, va detto che, ovviamente, il tempo maggiore è stato occupato dalle simulazioni più complesse, cioè quelle con sette superfici, proprio per la presenza di un numero di shell ed elementi coesivi consistenti. Riportiamo un riassunto, nella tabella sottostante:

| Provino | Tempo simulazione [h] | Numero di shell | Numero di Tied element |
|----------------|------------------------------|------------------------|-------------------------------|
| 1_45_3S | 2:18:46 | 6123 | 3619 |
| 1_0_7S | 5:26:17 | 14312 | 9565 |
| 3_45_3S | 2:10:40 | 10827 | 6439 |
| 5_0_7S | 13:23:28 | 41832 | 27147 |

Tabella 32: Confronto fra tempo simulazione, numero di shell/elementi coesivi delle varie simulazioni

Capitolo 6

CONCLUSIONI

Lo scopo principale di questa tesi è stato quello di valutare la capacità di stimare l'assorbimento di energia di componenti in materiali composito, rinforzati con tessuto, del tipo *Plain Weave*, in carbonio, da parte dei modelli di *Johnson,Pickett,Rozycki* e *Pickett*, implementati nel software Pam-Crash.

L'intera tesi può essere suddivisa in due parti:

- *PROVE SPERIMENTALI*, suddivisibili in:
 - *Prove di caratterizzazione statiche e cicliche*: Sono le prove di trazione, compressione, DCB ed ENF, affrontate nel capitolo 4 paragrafo 4.2. Lo scopo principale di questi test è quello di ricavare tutti i parametri, attraverso modelli analitici, richiesti in input dal software per eseguire le simulazioni.
 - *Prove di schiacciamento*: L'intento di queste prove è ricavare l'energia specifica assorbita (SEA), parametro fondamentale al fine di quantificare la qualità del fenomeno a crash, su provini aventi geometria auto-portante. I risultati hanno dato un'ottima sovrapposizione fra tutte le serie di provini. Infine, nelle prove sperimentali, non si è assistito ad un miglioramento nel valore di SEA per i provini con lamine a 45° nella stratifica, rispetto a quelli con tutte lamine a 0°.
- *SIMULAZIONI NUMERICHE DI SCHIACCIAMENTO*: Si è analizzato il comportamento del modello dal punto di vista della curva Carico-Spostamento e dell'energia specifica assorbita (SEA). I risultati hanno dato valori accettabili, seppure si sono rilevate alcune non conformità legate ai valori di SEA riscontrati tra laminati a 0° e 45°, che risultano essere molto vicini, diversamente da ciò che avviene nel caso sperimentale (richiesta maggiore robustezza al modello). Inoltre sono state identificate alcune situazioni di buckling, probabilmente dovute allo spessore piccolo dei singoli sub-laminati, che hanno fatto sì di ottenere valori di SEA più bassi rispetto ai casi sperimentali. Nonostante ciò gli andamenti delle curve possono essere ritenuti accettabili, siccome il software difficilmente riesce a replicarle con ottima approssimazione,

Si conclude affermando che il lavoro di tesi appena esposto rappresenta solamente il punto di partenza di lavori futuri, nel campo dello studio di tessuti in composito. Infatti in primo luogo sarebbe necessario validare le singole prove di caratterizzazione in ambito simulativo, al fine di valutare la bontà del modello analitico, utilizzato per ricavare i parametri di danneggiamento, analizzando se le problematiche riscontrate (Capitolo 5, paragrafo 5.4) vengano risolte. In secondo luogo sarebbe interessante studiare i fenomeni intra-ply del tessuto (in letteratura sono presenti molti casi di studio inerenti agli unidirezionali) attraverso prove dedicate (Compact Tension e Compact Compression), al fine di poter, in un secondo momento, confrontare i risultati simulativi ottenuti attraverso il modello *Johnson,Pickett,Rozycki*, con quelli

ricavati dal modello *Waas-Pineda*, implementato all'interno di Pam-Crash anche per i tessuti, a partire dalla versione 2019 del software.

RINGRAZIAMENTI

A conclusione di questo lavoro di tesi volevo ringraziare la mia famiglia, che mi è sempre stata vicino durante tutti gli anni universitari, il Prof. Lorenzo Donati, per la possibilità di svolgere la tesi in un ambito che mi incuriosiva molto, l'Ing. Francesco Rondina e l'Ing. Maria Pia Falaschetti per il loro preziosissimo aiuto durante tutte le prove sperimentali, ma soprattutto per i numerosi consigli che mi hanno dato al fine di comprendere questo vasto mondo rappresentato dai materiali compositi. Infine volevo ringraziare l'Ing. Paolo Proli, per i suoi continui consigli e per avermi assistito durante le prove in laboratorio. Ringrazio tutti per il tempo che mi avete dedicato, augurandovi il meglio per il futuro.

Bibliografia

- [1] www.delta-tech.it
- [2] esi-solver reference manual
- [3] MIL-HDBK-17-3F, *Crashworthiness and energy management*, vol. 3, capitolo 14
- [4] Energy Absorption in Polymer Composites for Automotive Crashworthiness GEORGE C. JACOB
- [5] S. Cauchi Savona and P. J. Hogg. Investigation of plate geometry on the crushing of flat composite plates. *Composites Science and Technology*, pages 1{12, Dec 2005
- [6] F. Garattoni, *Crashworthiness and composite materials: development of an experimental test method for energy absorption delamination and implementation of the relative numerical model*, PhD Thesis, Università di Bologna, 2011.
- [7] Bolukbasi, A.O. and Laananen, D.H. (1995). Energy Absorption in Composite Stiffeners, *Composites*, 26(4): 291–301
- [8] P.Feraboli, *Development of a Corrugated Test Specimen for Composite Materials Energy Absorption*, Department of Aeronautics and Astronautics University of Washington, Seattle, WA 98195–2400, USA
- [9] Yiru Ren ,Hongyong Jiang, Binhua Gao, Jinwu Xiang, A progressive intraply material deterioration and delamination based failure model for the crashworthiness of fabric composite corrugated beam: Parameter sensitivity analysis, ScienceDirect
- [10] Hongyong Jianga, Yiru Rena, Binhua Gaoa, Research on the progressive damage model and trigger geometry of composite waved beam to improve crashworthiness, ScienceDirect
- [11] G. L. Farley and R. M. Jones. Energy-absorption capability of composite tube and beams. NASA Technical Publications, TM 101634:1{248, Jun 1989
- [12] Hanagud, S., Craig, I., Sriram, P. and Zhou, W. (1989). Energy Absorption Behaviour of Graphite Epoxy Composite Sine Webs, *Journal of Composite Materials*, 23(5): 448–459
- [13] Jackson, K., Morton, J., Lavoie, J. and Boitnott, R. (1994). Scaling of Energy Absorbing Composite Plates, *Journal of the AHS*, 39(1): 17–23
- [14] D. Kohlgruber, Improved simulation methodologies to model the crash behaviour of composite structure, DLR Institute of Structures Design
- [15] Paolo Feraboli, Bonnie Wade, Francesco Deleo, Mostafa Rassaian , Mark Higgins, Alan Byar, A progressive intraply material deterioration and delamination based failure model for the crashworthiness of fabric composite corrugated beam: Parameter sensitivity analysis, ScienceDirect
- [16] (a) F Johnson, A. K Pickett, P Rozycki, Computational methods for predicting impact damage in composite structures *Composites Science and Technology* Volume 61, Issue 15 November–December 2001 Pages 2183-2192A.

- (b) A. F. Johnson, *Modelling impact damage in composite structural elements*, DLR German Aerospace Center.
- [17] P. Ladeveze & E. Le Dantec, *Damage modelling of the elementary ply for laminated composites*, *Composites Science and Technology* 43 (1992) 257-267, ScienceDirect.
- [18] Analisi della lamina ortotropa, <https://imechanica.org/files/Cap4.pdf>
- [19] L. Greve, A.K. Pickett, *Delamination testing and modelling for composite crash simulation*, Volkswagen AG, Cranfield University, 2005.
- [20] Francesco Rondina, Phd thesis, *Mechanical performance assessment and dynamic crash simulation of composite materials*, Università di Bologna, 2017
- [21] P. S. Shembekar & N. K. Naik, *Notched strength of fabric laminates. II: Effect of stacking sequence*, *Composites Science and Technology* 44 (1992) 13-20, ScienceDirect
- [22] SolidWorks, Dassault Systèmes
- [23] www.astm.org
- [24] ASTM International D3039/D3039M : *Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials*
- [25] Filippo Maria Casadio, *Validazione di modelli numerici agli elementi finiti per la crashworthiness di materiali compositi tramite building block approach*, Tesi di Laurea, Università di Bologna, A.A. 2015/2016
- [26] Vladimir S. Sokolinsky, Kyle C. Indermuehle, Juan A. Hurtado, *Numerical simulation of the crushing process of a corrugated composite plate*, *Composites: Part A* 42 (2011) 1119–1126, ScienceDirect
- [27] ASTM International D3410/D3410M *Compressive properties of polymer matrix composite materials with unsupported gage section by shear loading*.
- [28] ASTM International D3518/D3518M: *In-plane shear response of polymer matrix composite materials by test of a $\pm 45^\circ$ laminate*.
- [29] M.A. Riezzo, M. Simmons^c, B. Russell, V. Martínez C. González *Dynamic characterisation of interlaminar fracture toughness in carbon fibre epoxy composite laminates*, Volume 126, November 2019, 105597 (immagine) ScienceDirect
- [30] M S Sham, C S Venkatesha, T Jayaraju, *Experimental Methods of Determining Fracture Toughness of Fiber Reinforced Polymer Composites under Various Loading Conditions*, January 2011, *Journal of Minerals and Materials Characterization and Engineering* (immagine)
- [31] <https://www.baslerweb.com>
- [32] ASTM International D7905/D7905M: *Standard test method for determination of the Mode II interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites*
- [33] Paulo N.B. Reis, José A.M. Ferreira, José D.M. Costa, António M. Pereira, *Interlaminar fracture in woven carbon/epoxy laminates*, *P.N.B. Reis et alii, Frattura ed Integrità Strutturale*, 30 (2014) 431-437; DOI: 10.3221/IGF-ESIS.30.52

[34] <http://wwwdata.unibg.it/dati/corsi/39004/46349-IMPLICIT-EXPLICIT.pdf>