

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITA' DI
BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA

-Sede di Forlì-

CORSO DI LAUREA

IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA

In Costruzioni Aeronautiche

EFFETTO DI IMPATTI SUL COMPORTAMENTO
CRASHWORTHINESS DI MATERIALI COMPOSITI

CANDIDATO:

Pietro Stuppa

RELATORE:

Prof. Enrico Troiani

CORRELATORE:

Maria Pia Falaschetti

Anno Accademico 2013/2014

SESSIONE III

RINGRAZIAMENTI

INDICE

SOMMARIO.....	I
INTRODUZIONE.....	1
1. MATERIALI COMPOSITI	
1.1. Generalità.....	3
1.2. Le Fibre.....	8
1.3. Matrici per Materiali compositi a fibra.....	14
1.4. Matrici in Resina Epossidica.....	17
1.5. Preimpregnati: Generalità e Processo di Produzione.....	19
2. LA CRASHWORTHINESS	
2.1. Definizione e Generalità.....	25
2.2. Parametri per la caratterizzazione dei materiali progettati a crashworthiness.....	29
2.3. Tipologie impact test.....	32
2.4. Tipologie di rottura: Catastrophic Failure e progressive failure.....	33
3 IDENTIFICAZIONE DI UN SET DI PROVINI	
3.1. Studio della migliore configurazione Crashworthiness.....	41
4 CENNO SULLA FABBRICAZIONE DEL PROFILO	
4.1. Laminazione Provini.....	54
4.2. Importanza del Sacco a Vuoto.....	59
4.3. Taglio dei Provini.....	62
5 SPERIMENTAZIONE	
5.1. Pendolo di Sharpy: Caratteristiche e Test d'impatto.....	64
5.2. Test di Compressione.....	69
6 RISULTATI DELLE PROVE	
6.1. HC3-1.....	71
6.2. HC3-2.....	74
6.3. HC5-1.....	77
6.4. HC5-2.....	80
6.5. HC3-1P.....	83
6.6. HC3-2P.....	86
Conclusioni e Sviluppi Futuri.....	89

INTRODUZIONE

L'attività sperimentale presentata nella tesi, riguarda lo studio dei materiali compositi, nell'ambito della progettazione a crashworthiness, il quale è stata svolta, tramite test dei provini realizzati nell'attività di tirocinio, presso i Laboratori didattici della Seconda Facoltà di Ingegneria con sede a Forlì. Il lavoro di tesi, si è basato sulla valutazione dell'energia assorbita dai provini in materiale composito, tramite prove quasi-statiche; per questo tipo di prove sono stati utilizzati provini autostabilizzanti, rinforzati in fibra di carbonio e matrice in resina epossidica. Prima di procedere alla sperimentazione, si è studiato dai risultati ottenuti da precedenti sperimentazioni eseguite da colleghi, quale fosse la configurazione migliore di provino, in termini di geometria, e trigger, che garantisse elevate energie di assorbimento. Nel capitolo 1, vi è una panoramica dei materiali compositi, con riferimento alle caratteristiche e proprietà, alle diverse tipologie che si possono avere in ambito industriale. Nel capitolo 2, è spiegato il concetto di crashworthiness, le varie tipologie di test di impatto, e le varie tipologie di rottura alla quale può essere soggetto un provino. Nel capitolo 3 è descritto come è stata valutata la scelta del tipo di geometria e del trigger, che sarebbe stata utilizzata per la progettazione del provino. Nel capitolo 4 si è accennato al processo di laminazione svolta presso i laboratori della scuola per la fabbricazione del provino. Nel capitolo 5 è stata descritta l'attività di tesi svolta, descrivendo i tester usati per la sperimentazione. Infine nel capitolo 6 sono illustrati i risultati delle prove svolte, con successivi commenti.

CAPITOLO 1:

MATERIALI COMPOSITI

1.1 Generalità

I materiali compositi sono ampiamente utilizzati in varie applicazioni per le loro buone caratteristiche meccaniche; le più importanti sono la rigidità specifica e l'elevata resistenza. Grazie a queste caratteristiche, che li contraddistinguono dagli altri materiali, molti settori tra i quali, quello aeronautico, ferroviario e automobilistico, si sono focalizzati sullo studio e soprattutto sulla sperimentazione di questo tipo di materiali.

Un materiale composito è costituito da più materiali corrispondenti ad altrettante differenti fasi. Pertanto, un materiale composito è caratterizzato da una struttura non omogenea. I costituenti di un materiale composito sono separati da un'interfaccia di spessore nullo; ciascuno di essi è dotato di differenti proprietà chimico-fisiche e strutturali. I materiali che formano i compositi vengono chiamati costituenti, e a seconda della loro funzione prendono il nome di *matrice* e *rinforzo*. L'unione di questi componenti dà origine a un materiale che è in grado di garantire proprietà meccaniche elevate e massa volumetrica decisamente bassa. Per questo motivo sono largamente usati nel settore aerospaziale dove la leggerezza è un fattore fondamentale.

La matrice è costituita da una fase continua omogenea; essa ha il compito di:

- Contenere il rinforzo;
- Garantire che le particelle o le fibre di rinforzo presentino la giusta dispersione all'interno del composito;
- Trasmettere adeguatamente le sollecitazioni da un elemento all'altro;

- Bloccare la propagazione di eventuali cricche che possono insorgere negli stessi;

Al variare del tipo di matrice, i materiali compositi si suddividono in diverse categorie:

- PMC (Polymer-Matrix Composite), compositi a matrice polimerica, che possono essere termoplastici o termoindurenti;
- MMC (Metallic- Matrix Composite): compositi a matrice metallica, generalmente alluminio, o titanio e le loro leghe;
- CMC (Ceramic-Matrix Composite): compositi a matrice ceramica;

Per quanto riguarda *il rinforzo*, esso è generalmente costituito da entità multiple distribuite più o meno uniformemente nella matrice, ed è l'elemento che determina le principali caratteristiche meccaniche. Ha la funzione di sopportare i carichi: essendo molto più rigido della matrice, su di esso si scarica la maggior parte della sollecitazioni. In genere il rinforzo è caratterizzato da fibre corte o lunghe; le fibre lunghe possono essere organizzate in forma tessuta o non tessuta. Per essere efficace, il rinforzo deve costituire un buon legame fisico e/o chimico con la matrice. Non è, infatti, possibile tentare di migliorare le proprietà del composito pensando di produrlo col solo materiale di rinforzo, sperando così che esso non sia influenzato dalle più scadenti proprietà della matrice. Il rinforzo, da solo, risulterebbe troppo fragile; è fondamentale, quindi, associare al rinforzo un supporto più tenace e deformabile (la matrice), che impedisca la rottura fragile. Dal punto di vista meccanico, l'insieme di matrice e rinforzo costituisce un sistema di rigidità poste in parallelo tra loro, le deformazioni prodotte sui due componenti sono le stesse, mentre i carichi si ripartiscono in modo direttamente proporzionale

alle rigidità dei componenti stessi. Di conseguenza, il rinforzo, che è più rigido della matrice, scarica la maggior parte della sollecitazione esterna.

I materiali compositi possono essere classificati anche in base alla forma del rinforzo:

- *Materiali compositi a fibre:* sono generalmente costituiti da una matrice in materiale leggero, elastico, tenace, e con bassa resistenza meccanica; essa viene rinforzata tramite fibre ad elevata resistenza, rigide, ma a volte fragili. Esiste un legante che garantisce, all'interfaccia tra questi due componenti, una interconnessione voluta, dove generalmente un legante molto efficiente porta il composito ad essere più fragile ma nello stesso tempo più rigido, mentre uno più debole, incrementa la tenacità del materiale, ma ne riduce resistenza e rigidità. Tale tipo di materiale ha una spiccata anisotropia (*proprietà per la quale un determinato oggetto ha caratteristiche che dipendono dalla direzione lungo la quale sono considerate*). Se controllata, l'anisotropia può costituire un vantaggio, in quanto il materiale può essere rinforzato in particolar modo lungo la direzione del carico, migliorandone appunto le proprietà;
- *Materiali compositi a scaglie:* le scaglie sono particelle piatte a forma di squama di pesce, ottenibili a basso costo e utilizzate nella metallurgia delle polveri. Tali scaglie possono avere dimensioni differenti a seconda dell'impiego, ma di solito hanno diametri ben al di sotto del millimetro, anche se vengono prodotte scaglie di dimensioni fino al centimetro. Possono essere compattate tra di loro e collegate tramite un legante oppure possono essere incorporate nella matrice. I vantaggi che presenta questo tipo di materiale sono la quasi isotropia delle proprietà meccaniche in un piano parallelo alle scaglie

(se disposte parallelamente tra di loro) e la possibilità di ottenere materiali più compatti;

- *Materiale compositi a particelle*: le dimensioni delle particelle in questo composito variano a seconda delle caratteristiche che si vogliono ottenere, anche se da un punto di vista macroscopico sono considerate come elementi puntiformi. Risultano distribuite in modo non controllato e questo fa sì che tale tipo di composito risulti praticamente isotropo. I più comuni sono i *cermets* costituiti da polveri ceramiche in matrice metallica; si ottiene così una combinazione che permette di avere materiali utilizzabili ad alta temperatura mantenendo una certa duttilità dovuta alla presenza della matrice metallica. Applicazioni tipiche dei cermets si riscontrano nelle produzioni di materiali idonei alla fabbricazione di utensili, matrici, stampi. Altri tipi di compositi particellari sono i materiali induriti per dispersione (*dispersion hardening*); essi si differenziano dai cermets per la dimensione delle particelle che sono dell'ordine dei micron e costituiscono una percentuale molto bassa in volume. In entrambi i casi le particelle a livello microstrutturale impediscono il movimento di eventuali dislocazioni incrementando la resistenza del materiale, riducendo però la sua duttilità;
- *Materiali compositi a riempitivo*: in questo tipo di compositi il riempitivo viene utilizzato per impregnare un materiale poroso modificandone le proprietà;
- il *materiale composito a lamine*, in quanto rappresenta un caso molto particolare di struttura di tipo “ricorsivo”. Sono dei materiali costituiti da più strati, anche essi compositi. Tale tipo di materiali possono distinguersi in *laminati e strutture a sandwich*. Un laminato è costituito dall'adesione omogenea di due o più lamine che possono essere unidirezionali, bidirezionali o multi direzionali,

dell'orientamento del rinforzo. Per quanto riguarda le strutture sandwich, esse sono costituite da più lamine esterne e da un riempitivo a densità più bassa. Sono nate con lo scopo di ottenere caratteristiche strutturali paragonabili a quelle dei convenzionali materiali, a cui si associa una elevata leggerezza. Il compito delle lamine che formano lo strato esterno della struttura, è quello di resistere alle sollecitazioni di trazione, flessione e torsione, mentre quello del riempitivo è di mantenere inalterato il passo tra gli strati esterni e di garantire la leggerezza strutturale. Il collegamento tra il riempitivo e gli strati esterni viene ottenuto tramite incollaggio o, raramente, per saldatura.

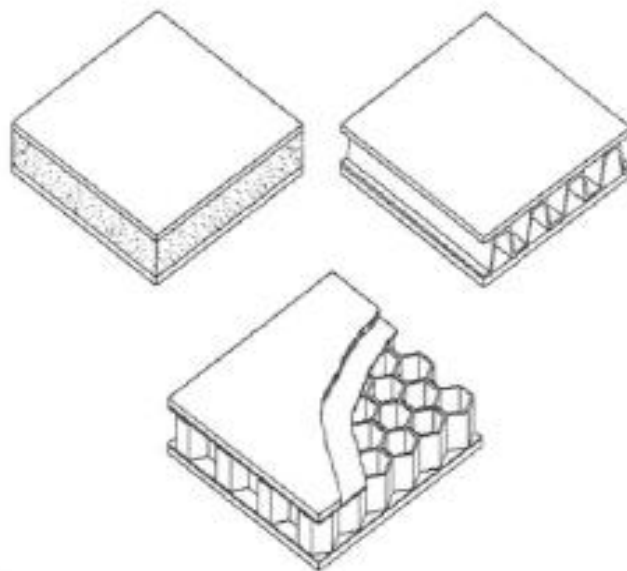


Fig 1.1 Esempio di strutture a sandwich tra cui quella a nido d'ape [1]

1.2 Le fibre

L' **ASTM** (American Society for Testing and Materials) definisce filamento qualunque materiale in forma allungata con un rapporto tra minima lunghezza e la massima direzione trasversale di 10:1 e con massima dimensione trasversale inferiore al millimetro. Per “ *fibra* ” si definisce l'unione ordinata di più filamenti. Le fibre vengono caratterizzate in base al numero dei singoli filamenti, e nel sistema internazionale (SI), il loro diametro viene misurato in *micrometri*. La funzione principale delle fibre è quella di garantire buone caratteristiche di rigidità e resistenza. Possono essere di diversa lunghezza, *continue* (o *lunghe*), *discontinue* (o *corte*); queste ultime possono essere disposte in modo *allineato* o in modo *casuale*.



Fig 1.2 a) *Fibre lunghe continue* b) *fibre corte allineate* c) *fibre corte casuali*

[2]

In teoria, le fibre continue hanno il vantaggio di permettere la trasmissione delle sollecitazioni dal punto di applicazione del carico fino al vincolo, mentre le fibre corte, (che possono essere prodotte con un numero limitato di difetti a livello microscopico), possono presentare una resistenza molto vicino a quella teorica del materiale di cui la fibra è costituita. La sezione della fibra è generalmente circolare piena, ma vi è anche la possibilità di

utilizzare fibre con sezione circolare cava oppure di sezione poligonale. La direzione in cui può essere orientata una fibra, permette di risolvere i problemi di carico che si possono presentare su un componente. La distribuzione casuale delle fibre corte riduce la resistenza del materiale, ma la rende uniforme in tutte le direzioni. In generale la resistenza in una direzione particolare risulta proporzionale al numero delle fibre presenti, per unità di volume, orientate in quella direzione; pertanto le proprietà meccaniche di un composito hanno una forte dipendenza dall'orientamento con cui sono poste le fibre e, non meno importante, dal tipo di rinforzo utilizzato.

Le principali fibre utilizzate nella produzione di materiali compositi sono:

- Fibre di vetro;
- Fibre aramidiche;
- Fibre di carbonio

Le fibre utilizzate nella laminazione dei provini testati nella campagna sperimentale, oggetto di questo elaborato sono quelle di carbonio.

1.2.1 Fibre di Carbonio: metodi di produzione

Le fibre di carbonio sono ottenute da precursori organici, ovvero da sostanze organiche, contenenti elevate percentuali di carbonio, i quali verranno poi utilizzati come materiali base per successivi processi di produzione. L'uso di elevate temperature e di sollecitazioni di trazione, consentono di liberare tutte le frazioni volatili, mantenendo solo gli atomi di carbonio legati tra di loro da una catena polimerica.

I processi di produzione prevedono le seguenti fasi di lavorazione:

- Operazione di filatura dalla quale si ottengono le fibre;
- Trattamento di stabilizzazione, con lo scopo di evitare la fusione delle fibre nelle successive fasi ad elevata temperatura;
- Carbonizzazione, con la quale si eliminano dalla catena molecolare gli elementi differenti dal carbonio;
- Grafittizzazione, con l'obiettivo di migliorare le proprietà delle fibre, cercando di ottenere la struttura esagonale tipica della grafite (vedi figura 1.3);

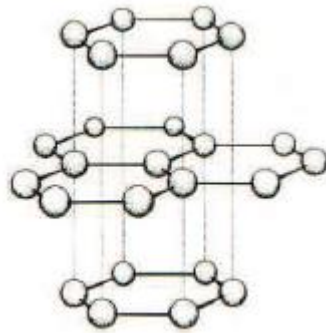


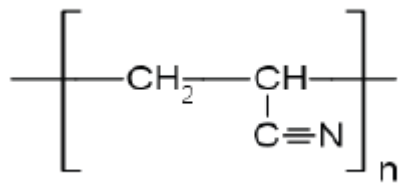
Fig 1.3 *struttura esagonale tipica della grafite [1]*

I *precursori* più noti nei processi di produzione sono:

- *Raion*: fibra tessile artificiale, ricavata a partire dalla cellulosa, utilizzata come sostituto della seta. Le fibre vengono convertite in un insieme di molecole di carbonio e cristalli di grafite poste a trattamenti termici ad temperature differenti: stabilizzazione, in aria con temperature al di sotto dei 400°, carbonizzazione, al di sotto dei 1500°, e infine grafittizzazione, con temperature tra i 2700° e i 2800°. Mentre rimangono a queste temperature, le fibre sono sottoposte a trazione, consentendo ai vari strati della grafite, di allinearsi con l'asse della fibra, ottenendo caratteristiche di rigidità e resistenza molto

elevate. Lo svantaggio che presenta questo tipo di precursore è il costo di produzione;

- *Poliacrilonitrile (PAN)*: appartenente alla famiglia delle fibre acriliche, (fibre sintetiche con caratteristiche molto simili a quelle della lana) presenta una unità strutturale ripetitiva (vedi figura sottostante)



Le fibre di PAN, durante la stabilizzazione, sono portate a basse temperature (circa tra i 200°-240°), in ambiente ossidante, e, nello stesso tempo, sono mantenute in trazione per un tempo sufficiente a consentire la ciclizzazione, ovvero la trasformazione delle catene lineari aperte del poliacrilonitrile in catene che si chiudono in parte su stesse. Il passo successivo è la carbonizzazione, che avviene in atmosfera protetta, con temperature comprese tra i 1000°-1500°, dove l'idrogeno viene poi rimosso, e l'azoto sostituito dal carbonio. In questo modo le fibre di carbonio assumono una struttura turbostratica, in parte ancora amorfa, dove i vari strati non sono orientati e disposti esattamente nella sequenza regolare, tipica della grafite. Infine, vi è il processo di grafitizzazione, durante il quale una parte sempre maggiore di carbonio assume una struttura cristallina rudimentale.

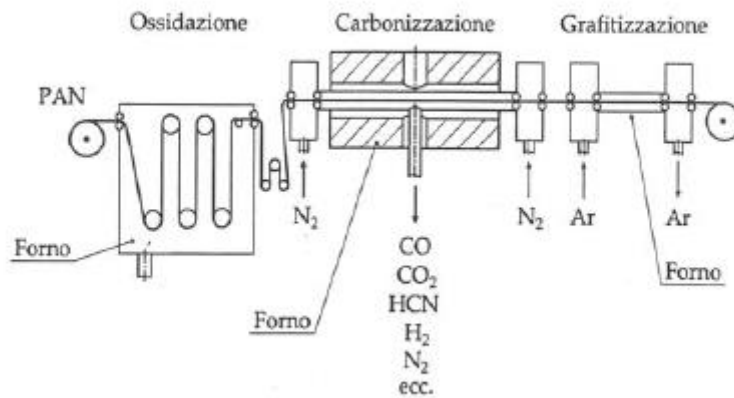


Fig 1.4 *Processo produzione delle fibre di carbonio, precursore PAN [1]*

- La *pece* comune, costituisce il residuo amorfo della ridistillazione del catrame di carbone, ottenuto a sua volta dalla carbonizzazione del carbone fossile. La *pece* viene riscaldata a circa 400°-500° per circa 40 ore, così facendo si forma un liquido viscoso pseudo cristallino, caratterizzato da un certo ordine nella distribuzione delle molecole contenenti carbonio; dopo di che viene filata, usando opportune matrici, permettendo l'allineamento delle molecole in direzione dell'asse delle fibre. Alla fine si hanno i processi di carbonizzazione e grafitizzazione che permettono il raggiungimento di buoni rapporti costi/prestazioni.

Le proprietà meccaniche delle fibre ottenute dipendono dal trattamento di carbonizzazione e grafitizzazione effettuato; in particolare, quest'ultimo trattamento è usato nel caso si voglia aumentare il modulo di elasticità del materiale. Si possono avere, quindi, fibre ad alta resistenza "HS" o "HR" con modulo di elasticità compreso tra i 230 e i 280 GPa, o ad alto modulo "HM" con modulo elastico tra i 300 e i 680 GPa. Generalmente le fibre che presentano un alto modulo elastico hanno resistenza a trazione più bassa, e viceversa.

Le fibre di carbonio hanno diametri compresi tra i 5-15 μm , quindi di difficile manipolazione; per questo motivo vengono raggruppate in fasci di filamenti (da 1000 a 16000) individuali.

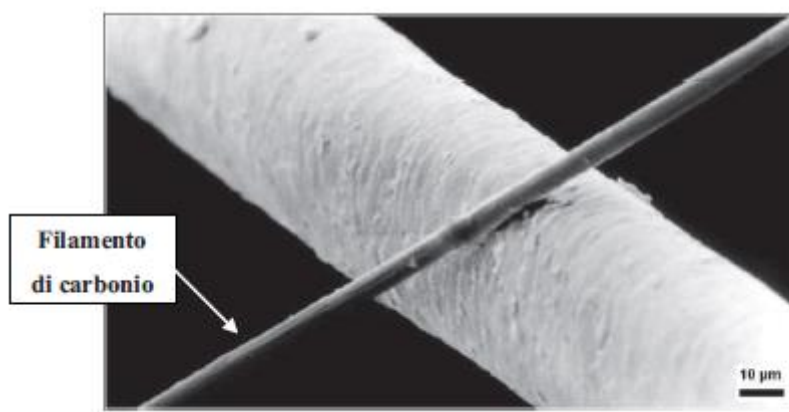


Fig 1.5 Confronto tra filamento di carbonio di $6\mu\text{m}$ e un capello[2]

Le fibre che sono state prodotte utilizzando come precursore il raion, sono fornite sotto forma di assemblaggi di fili ritorti detti anche *yarn*, o d'insiemi di due o più fili attorcigliati (*plied yarn*), formati ciascuno da singoli yarn con migliaia di filamenti indipendenti.

Per quanto riguarda fibre ottenute dal PAN, hanno sezione circolare regolare e sono forniti sotto forma di fili ritorti, yarn o *roving*, a seconda del numero di filamenti presenti, oppure possono essere forniti sotto forma di fasci di fibra non ritorta detto anche *tow*.

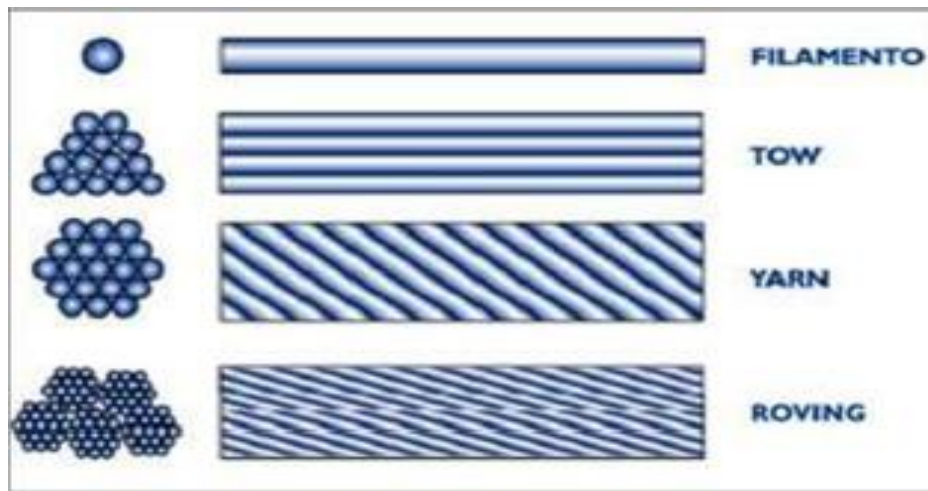


Fig 1.6 *Le varie tipologie di avvolgimento dei filamenti [4]*

Tutte le tipologie di fibre elencate precedentemente, siano essi yarn, roving e tow, sono ottenute per trafilatura; esse, prima dell'avvolgimento, sono ricoperte da una guaina protettiva, le cui funzioni sono di impedire che le singole fibre si danneggino al reciproco contatto, di proteggerle dall'umidità e consentire una adeguata adesione al momento della unione tra fibra e matrice.

Le fibre sono caratterizzate da un titolo indicato con la lettera K, la quale identifica il numero di filamenti che compongono ogni singola fibra: una unità K corrisponde a 1000 filamenti. I titoli più frequenti sono 1,3,6,12,24 K. Le fibre di carbonio possono essere fornite sottoforma di mat, tessuti e preimpregnati; quest'ultimi sono stati utilizzati nella presente tesi.

1.3 Matrici per materiali compositi a fibre

Come già accennato nel capitolo iniziale, la matrice di un composito ha la funzione , non solo di dare forma propria al componente, ma di sopportare il rinforzo, proteggere lo stesso da eventuale corrosione e di deformarsi in modo tale di trasmettere e distribuire, il più uniformemente possibile, i

carichi agenti sulla struttura. Le matrici devono, inoltre, assicurare una sufficiente adesione, e nello stesso momento, resistere agli sforzi di taglio presenti all'interfaccia tra fibra e matrice. L'opportuna scelta del tipo di matrice consente di controllare alcune caratteristiche meccaniche trasversali e alcune proprietà termiche. Le matrici devono essere tenaci ed avere soggetto un elevato allungamento a rottura rispetto alle fibre, in modo tale da impedire, in caso di rottura del rinforzo, l'eventuale propagazione di difetti ad altre fibre. Esse, inoltre, devono avere un coefficiente di ritiro volumetrico limitato in modo tale da evitare la formazione di tensioni residue all'interfaccia fibra-matrice. Le matrici più diffuse nel campo industriale sono quelle **polimeriche**, e quelle **metalliche**. Tra le matrici polimeriche si ricordano le resine le quali si suddividono in *termoplastiche* e *termoindurenti*.

1.3.1 Resine Termoplastiche

Le resine termoplastiche, come accennato precedentemente, fanno parte della famiglia delle matrici polimeriche. Tale tipo di resina richiede l'intervento di elevate temperature per attivare la reazione di polimerizzazione, e con il successivo raffreddamento, mantengono la forma con la quale sono state modellate. Il vantaggio di tale materiale è che può essere nuovamente riscaldato e rimodellato in nuove forme, per un numero significativo di volte, senza cambiare le loro proprietà. Esse non subiscono alcuna reticolazione essendo costituite da lunghe catene polimeriche, legate tra loro da legami deboli di tipo secondario, ovvero dipolari o di van der Waals. La temperatura massima alla quale possono essere usate le resine termoplastiche è relativamente bassa, e varia tra i 60° e i 150°C; in particolare, quelle di tipo amorfe^[1], vengono utilizzate a temperature

ulteriormente inferiori a quelle di tipo vetroso, mentre quelle cristalline possono essere usate a temperature vicine a quelle di fusione, ovvero tra i 300-400°C. Del resto, alcuni materiali termoplastici possono essere utilizzati a temperature superiori: ad esempio, il politetrafluoroetilene può sopportare temperature fino ai 290°C. Tale tipo di resina, rispetto a quelle termoindurenti, suscita un notevole interesse nella produzione dei compositi rinforzati con fibre, in quanto risultano più tenaci e i costi produttivi sono molto bassi; esse, però, presentano una resistenza a trazione e una rigidità inferiore rispetto alle termoindurenti, caratteristica che ha portato tale tipo di resina ad essere esclusa da impieghi strutturali. Le più note resine termoplastiche usate nel campo industriale sono: *polietilene* (PE), *cloruro di polivinile* detto anche nel gergo più comune *PVC*, *polipropilene* (PP), *polistirene* (PE).

1.3.2 Resine Termoindurenti

Le resine termoindurenti come le termoplastiche, sono un materiale plastico, che fino alla temperatura di processo, comprese nell'intervallo di 120-200°C, sono composti da molecole con bassa viscosità; questo consente la produzione di forme complesse, e permette, eventualmente, di impregnare le fibre di rinforzo. Quando la resina si è indurita, tramite reticolazione (curing), a differenza delle termoplastiche, la loro trasformazione è definitiva e quindi irreversibile: se vengono portate ad elevate temperature, perdono le loro proprietà meccaniche, degradandosi per poi decomporsi. Il processo di reticolazione delle resine termoindurenti, che permette la reazione di indurimento, crea legami di tipo covalente tra le catene di polimeri, e questo porta ad avere una struttura molto rigida, caratterizzata da un reticolo tridimensionale. La densità di tale tipo di resina è lievemente superiore a

quelle termoplastiche, a causa della reazione precedentemente descritta; lo svantaggio dovuto a questa particolare struttura è il comportamento fragile della stessa, che può essere limitato miscelando alla resina, prima del processo di reticolazione, gomma liquida o resine termoplastiche.

Le resine termoindurenti presentano, nonostante la loro struttura, numerosi vantaggi, che ne spiegano l'esteso utilizzo nelle applicazioni di interesse tecnologico. Si elencano alcune proprietà che le contraddistinguono:

- Elevata stabilità termica;
- Elevata rigidità;
- Elevata stabilità dimensionale;
- Resistenza al creep^[2];
- Basso peso;
- Alte proprietà di isolamento termico-elettrico;

Le più comuni resine appartenenti a questa famiglia sono: *le poliesteri insaturi* (UP), *le fenoliche o fenoplasti* (PF), *le poliimmidiche termoindurenti* (PBMI), *le siliconiche* (SI), *resine a base di estere di vinile* (VE), ed infine *le epossidiche* (EP). Quest'ultime verranno descritte successivamente, perché utilizzata nella laminazione dei provini utilizzati nella presente tesi.

1.4 Matrici in resina epossidica

Le resine epossidiche, come già accennato, fanno parte della famiglia delle resine polimeriche, in particolare delle resine termoindurenti. Esse non danno luogo a formazione di prodotti di reazione quando induriscono, e quindi hanno un basso ritiro in fase di reticolazione. Tale tipo di resina aderisce molto bene agli altri materiali, presenta buona resistenza chimica e

ambientale, e ha buone proprietà meccaniche e di isolamento elettrico. Sono caratterizzate da una molecola contenente due o più gruppi epossidici, costituiti da un atomo di ossigeno legato a due atomi di carbonio, uniti a loro volta.

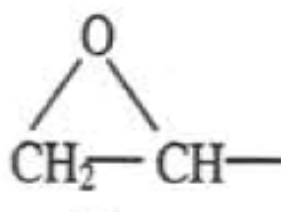


Fig 1.7 Gruppo epossidico

In ogni catena, il numero di gruppi epossidici presenti determina la funzionalità della resina, la quale va ad influenzare la sua reattività durante il processo di curing. Il basso peso molecolare delle resine epossidiche allo stato liquido, fornisce loro una mobilità molecolare eccezionalmente elevata durante la trasformazione in solido. Tale proprietà consente alla resina allo stato liquido di bagnare più velocemente tutte le superfici. Le proprietà di bagnabilità delle resine sono fondamentali quando vengono usate in materiali rinforzati e come adesivi. L'elevata reattività del gruppo epossidico fornisce un alto grado di reticolazione e, di conseguenza, porta ad avere un materiale con elevata durezza, resistenza meccanica e chimica. Visto che non si creano, come già detto precedentemente, sottoprodotti durante la reazione, vi sono bassi ritiri durante il processo di indurimento (al di sotto del 2%).

Per l'utilizzo delle resine epossidiche, è fondamentale avere una conoscenza della temperatura di transizione vetrosa, indicata con la sigla Tg. La Tg è la temperatura al di sotto del quale un polimero si trova allo stato vetroso, mentre al di sopra ha un comportamento viscoelastico. Per temperature al di sopra della Tg si osserva il decadimento di diversi ordini di grandezza del modulo di elastico e di altre proprietà, tra cui la viscosità e la capacità

termica, mentre si ha l'aumento della permeabilità e della capacità termica. Lo studio della Tg è, pertanto importante per poter conoscere ed individuare la corretta temperatura di utilizzo del materiale polimerico. Le resine più tenaci hanno una temperatura di utilizzo di circa 125°C, mentre le più resistenti presentano una temperatura d'uso più alta, tra i 170-200°C. Le notevoli proprietà che caratterizzano tale resina fa sì che venga usata nel settore dell'industria aerospaziale, meccanica, e nel campo elettrico. Esse, in particolare modo vengono impiegate per la preparazione di laminati, e sono la principale scelta di compositi ad alte prestazioni.

1.5 Preimpegnati: generalità e processo di produzione

I preimpregnati, detti anche *prepreg*, sono semilavorati costituiti da fibre già impregnate di resina portata allo stadio B di polimerizzazione, che rappresenta una fase vicina allo stato solido. In tal modo si ottiene un materiale con una sufficiente deformabilità ed adattabilità agli stampi, il quale necessita solo un ultimo trattamento termico. Quest'ultimo si ha in autoclave, la cui funzione e utilizzo sarà spiegato nei capitoli successivi. I prepregs tipicamente sono strutture piane, e possono avere diverse configurazioni: infatti ogni tipologia di semilavorato, che può essere una lamina unidirezionale, oppure un tessuto. Quest'ultimo può essere disponibile nella forma a *secco* oppure *preimpregnata*. La differenza che contraddistingue le due forme è il procedimento di lavorazione. Nell'utilizzo delle fibre a secco, è fondamentale impregnarle nel momento in cui si realizza il componente, ovvero durante la stesura manuale all'interno degli stampi; tale processo, però, causa un utilizzo eccessivo di resina, la quale dovrà essere successivamente rimossa, in modo poco agevole. Inoltre, la resina allo stato liquido fa slittare gli strati uno sull'altro, rendendo

difficoltosa la corretta stesura del rinforzo. L'uso dei preimpregnati permette di evitare tali problematiche, ottenendo ulteriori vantaggi: un esatto quantitativo di resina che permette di ottenere, alla fine del processo di lavorazione, materiali più leggeri, e con il corretto rapporto volumetrico fibra/matrice; maggiore igiene e sicurezza, in quanto non dovendo maneggiare grandi quantità di resina, l'ambiente di lavoro e la postazione risultano più puliti e non saturi dei pericolosi gas che la resina sprigiona in fase liquida. Per avere una più facile manipolazione, le superfici del preimpregnato, che dispongono di una certa adesività, sono protette da pellicole di polietilene oppure semplicemente da un nastro di carta.

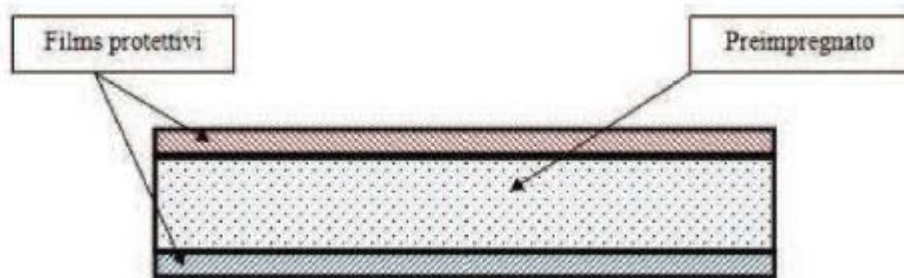


Fig 1.8 *Disegno schematico di un preimpregnato compresso tra due films protettivi [1]*

Per quanto riguarda gli svantaggi, il preimpregnato mantiene le proprie caratteristiche per un tempo limitato (dai 6 ai 12 mesi), e devono essere conservati a temperature basse, generalmente pari a -18°C all'interno di frigoriferi appositi.

I preimpregnati possono essere realizzati con diversi procedimenti di fabbricazione. I più comuni sono i seguenti:

- *Bath route o solution dip*: consiste nel mettere in soluzione gli ingredienti che caratterizzano la resina utilizzata. Le fibre di rinforzo devono essere fatte passare, con una opportuna velocità, all'interno della soluzione, permettendo alle stesse di trattenere la giusta quantità di resina;

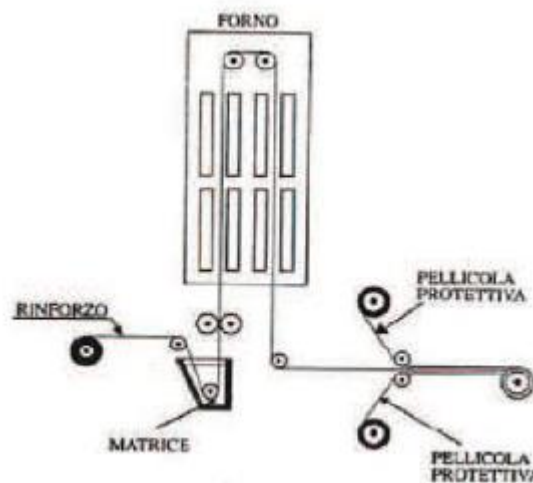


Fig 1.9 Schema del processo di *Bath route* [1]

- *Solution spray*: variante del *solution dip*, dove però la resina viene spruzzata direttamente sulle fibre di rinforzo;

I processi elencati devono essere soggetti a opportuni cicli termici, capaci di rimuovere il solvente, e consentire reazioni chimiche sufficienti da permettere la voluta adesività superficiale del preimpregnato, e da portare la resina al cosiddetto stadio B di polimerizzazione.

- *Hot-melt impregnation*: consiste nella deposizione della resina, nelle caratteristiche volute, ad elevate temperature, in modo tale da avere un

viscosità sufficientemente bassa e garantire, quindi, un miglior inglobamento delle fibre da parte della matrice. Tale processo ha il vantaggio di ridurre al minimo il contenuto di elementi volatili presenti nel prepreg;

- *Film calandering* (o *calandratura*): consiste nel racchiudere le fibre di rinforzo tra due pellicole sottili di resina (ottenute precedentemente), solitamente a caldo, utilizzando numerose coppie di rulli, così da realizzare un unico preimpregnato compatto;

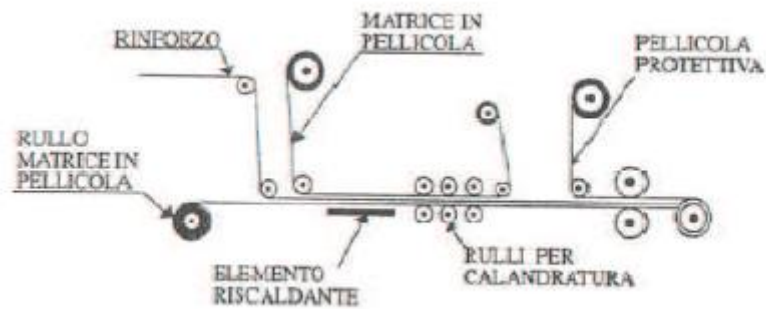


Fig 1.10 Schema processo di calandratura [1]



Fig 1.11 Fase preliminare della preparazione delle pellicole di resina [1]

1.5.1 Caratteristiche del preimpregnato

Si elencano di seguito le proprietà che caratterizzano un prepreg:

- *Dimensioni;*
- *Tipo di resina;*
- *Disposizione delle fibre;*
- *Gel time:* tempo necessario al materiale per gelificare ad una determinata temperatura;
- *Tack level*, ovvero appiccicosità: identifica la capacità di adesione del preimpregnato, il quale dipende dall'invecchiamento della resina e dal rapporto resina/fibre;
- *Drape o formabilità:* identifica la capacità di adattarsi a forme complesse; dipende dall'invecchiamento della resina, dal rapporto resina/fibra e dalla tipologia di tessuto;
- *Viscosità della resina:* misura la capacità della resina di fluire per effetto della temperatura e della pressione esercitate durante il ciclo di cura;
- *Contenuto di resina:* è dato dal contenuto atteso e dalla quantità eccessiva di resina, eliminata durante la cura.

Per la laminazione dei provini a crashworthiness è stato usato esclusivamente del preimpregnato unidirezionale di fibra di carbonio in resina epossidica.

Il prepreg usato è identificato dalla sigla : **300 gsm MTM57 / T700 (24K)** prodotto dalla ADVANCED COMPOSITES GROUP. La lamina ha uno spessore di 0.15mm, e la densità del materiale calcolata è pari a 1,52 g/cm³. Le fibre di carbonio sono ad alta resistenza (HS) del tipo T 700 -24K, e sono disposte parallelamente; ciascuna fibra è costituita da 24000 filamenti. Il

rinforzo partecipa in volume per il circa 56% del totale. La matrice in resina epossidica è identificata dalla sigla ACG MTM®57, ed è caratterizzata da una viscosità e da una adesività intermedie, per poi essere processata all'interno dell'autoclave.

CAPITOLO 2

LA CRASHWORTHINESS

2.1 Definizione e generalità

La Crashworthiness definisce “la capacità di un velivolo (o veicolo) di assorbire l’energia cinetica durante un evento di impatto, salvaguardando così l’incolumità di persone o cose all’interno del mezzo stesso”. L’utilizzo del concetto del crashworthiness in ambito aeronautico si pone come scopo primario, quello di ridurre, se non eliminare, i danni a passeggeri e merci nelle collisioni di maggior violenza. Gli studi, e le esperienze che sono state elaborate su questo tema, hanno evidenziato le condizioni necessarie per la sopravvivenza all’ interno di un velivolo durante un urto:

- Assicurare il mantenimento, prima e durante l’urto, di uno spazio vitale che garantisca la sopravvivenza di ogni occupante;
- Fornire il velivolo/veicolo di idonei sistemi per il contenimento dei passeggeri (airbags e cinture di sicurezza), impedendo che gli stessi urtino con l’interno dell’abitacolo;
- Dotare il velivolo di sistemi e strutture per l’assorbimento di energia, tramite opportuni dispositivi dissipatori;
- Assicurare e garantire uno spazio opportuno per permettere la fuga dei passeggeri dal velivolo incidentato.

Lo studio del crashworthiness quindi, si tramuta nella continua ricerca di dispositivi dissipatori di energia cinetica e degli aspetti ad essi connessi: materiali in grado di assorbire elevate energie, geometrie migliori per un idoneo assorbimento, modalità di cedimento adatte per una maggiore dissipazione di energia. La struttura principale del velivolo ed i sistemi secondari connessi, dovranno essere progettati per lavorare sinergicamente, con l’obiettivo di dissipare la maggior quantità di energia possibile; nel

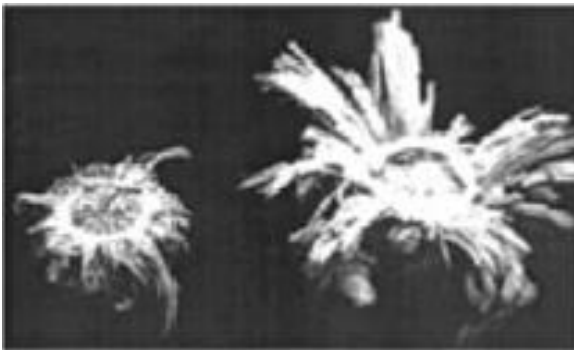
complesso, comunque l'energia totale dissipata durante l'impatto, dipende dall'intera struttura del velivolo. Un impatto, in genere, causa la risposta strutturale immediata e contemporanea di più componenti, i quali collassano sotto l'azione di carichi assiali e flessionali. Questi eventi di natura complessa, fanno sì che ogni fenomeno debba essere affrontato singolarmente, e che le parti soggette all'assorbimento di energia debbano essere progettate individualmente ad una rottura controllata, nelle configurazioni di carico più semplici. Quindi, la creazione di sottocomponenti strutturali, progettati a crashworthiness, permette di aumentare, laddove necessario, la capacità di resistenza all'urto, senza provocare un aumento sensibile dei costi complessivi. Masse e dimensioni di notevole grandezza, forniscono un buon grado di protezione, ma valori troppo elevati di questi due fattori, influiscono negativamente per quanto riguarda esiti inerziali; in più, nell'ottica della progettazione a crashworthiness, strutture massicce e pesanti non sono adeguate. Risulta, pertanto, estremamente importante lo studio di nuove tecnologie nel campo dei materiali e di nuovi sistemi strutturali che consentano un elevato assorbimento di energia cinetica durante un evento di impatto. Gli elementi dissipatori devono essere progettati al fine di deformarsi in modo controllato, senza che si generino elevate decelerazioni, le quali porterebbero a danneggiare gli occupanti all'interno del velivolo. Fino a qualche anno fa, prima dei notevoli sviluppi nel campo dei compositi, i dispositivi finalizzati alla dissipazione di energia erano progettati in materiale metallico (acciaio, o alluminio), materiali che sono in grado di assorbire energia deformandosi plasticamente in modo controllato. Ma con l'avvento dei compositi si sta cercando sempre più di sostituire tali dispositivi metallici, guadagnando in termini di peso (il materiale composito ha il vantaggio di avere buone caratteristiche meccaniche con pesi molto inferiori), senza rinunciare ad elevate capacità di assorbimento. I materiali compositi, grazie alle buone, se

non ottime, caratteristiche meccaniche, risultano, agli occhi dei progettisti, molto interessanti ed attraenti per progettazione a crashworthiness. L'obiettivo, quindi, consiste nel creare dispositivi e sistemi con caratteristiche geometriche e chimiche adeguate al conseguimento di una maggior sicurezza, riducendo i costi di fabbricazione e produzione degli stessi. Dalla sperimentazione, la scelta ricade sui FRP (Fiber Reinforced Polymer) ovvero materiali polimerici con rinforzo costituito da fibre alto resistenziali.

Rispetto ai materiali metallici, i compositi, in compressione, sono caratterizzati da un comportamento fragile, in opposizione a quello duttile dei metalli; quest'ultimi collassano deformandosi plasticamente, assumendo una forma a fisarmonica, mentre i compositi collassano tramite una sequenza di meccanismi che coinvolgono fibra e matrice. Questa caratteristica di cedimenti dipende fortemente dalla forma geometrica e da come sono orientate le fibre all'interno del laminato, dal *trigger* utilizzato (tipo di innesco che mi permette di controllare la rottura del componente), e dalla velocità di impatto.

Si mostrano, nelle figure seguenti, le modalità di collasso dei due tipi di materiali:

a) Modalità collasso materiale metallico



b) Modalità collasso materiali compositi

In letteratura la gran parte dei dati presenti, riguarda provini tubolari, di sezione circolare o rettangolare; tale struttura è preferibile in quanto è più stabile durante le prove a compressione, ma presenta difficoltà produttive maggiori.

2.2 Parametri per la caratterizzazione dei materiali progettati a crashworthiness

Per comprendere al meglio il comportamento di un componente a crashworthiness, è importante avere una buona conoscenza dei parametri in gioco e, soprattutto del diagramma carico-deformazione.

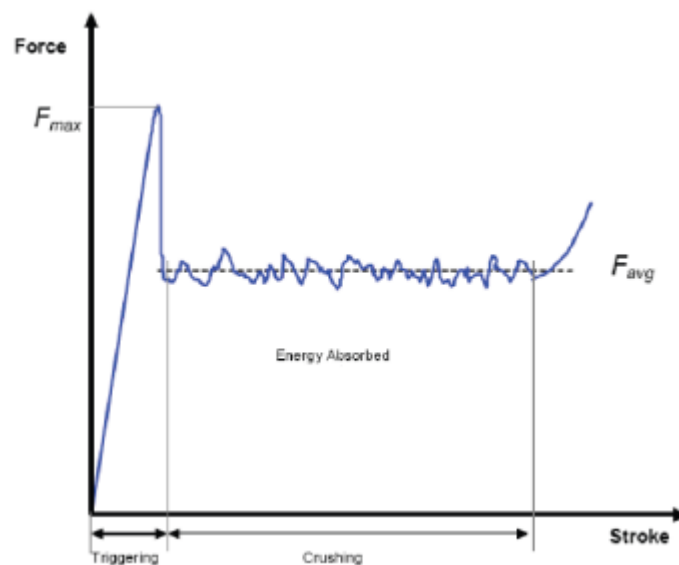


Fig 2.1 *Diagramma carico-spostamento*[5]

Da questi diagrammi è possibile estrapolare tali parametri per la valutazione del comportamento della struttura. I più significativi sono:

- *Stroke*: schiacciamento o spostamento, rappresenta la deformazione, ovvero di quanto si schiaccia il componente;
- *Peak Force* (F_{max}): massimo valore di carico riscontrato durante lo schiacciamento del componente;
- *Average Crush Force* (F_{ave}): valore medio del carico durante l'intero processo di schiacciamento;

- *Crush Load Efficiency*: misura dell'efficienza del processo di schiacciamento, espressa dal rapporto tra F_{max} e F_{ave} ;
- *Energy Absorption (EA)*: energia totale assorbita, ovvero l'area al di sotto della curva carico-deformazione;
- *Specific Energy Absorption (SEA)*: parametro fondamentale, corrisponde all'energia assorbita per un'unità di massa di provino schiacciato;
- *Trigger*: meccanismo di innesco della frattura, ovvero è un accorgimento che permette il graduale collasso della struttura, e può essere ottenuto o per asportazione di materiale alla fine del processo di lavorazione, oppure può essere creato durante la stesura delle lamine tagliando alcuni plies;

Nell'analisi dei diagrammi bisogna prestare massima attenzione in quanto l'andamento del carico in funzione della deformazione non è mai perfetto come illustrato nella figura soprastante, infatti nel grafico si possono individuare 3 zone fondamentali (figura 2.2):

1. Zona 1 il carico aumenta fino alla rottura del *Trigger* (1) per poi assestarsi;
2. Zona 2 si ha l'inizio del collasso, individuabile dal crollo di forza (3);
3. Zona 3 dove la curva si stabilizza attorno al valore della $F_{average}$ fino al termine della prova;

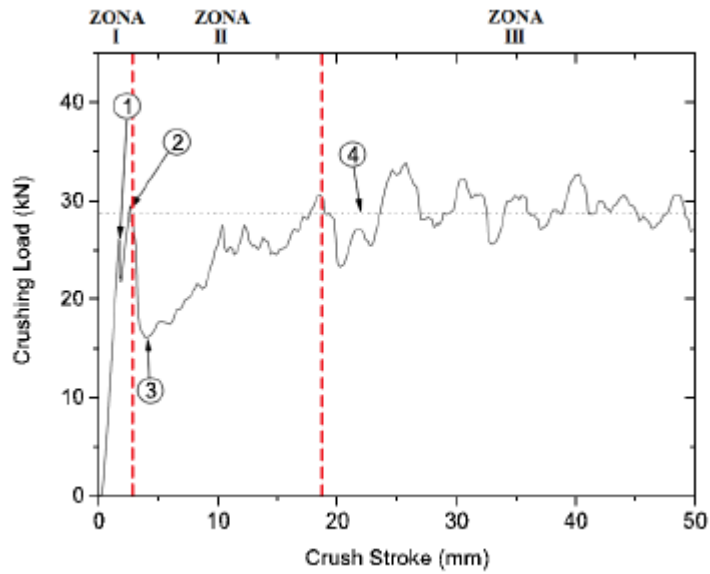


Fig 2.2 *Grafico carico-spostamento riferita a E-glass fiber*
[-45/90/+45/0] [6]

Ovviamente l'andamento del diagramma soprastante non è universale, in quanto il comportamento del provino varia significativamente in base al materiale usato e alla forma. In relazione al materiale si possono avere, infatti, diversi tipi di comportamento: nella figura 2.3 sono illustrati 3 tipi di andamenti che un provino può assumere se sottoposto a crash:

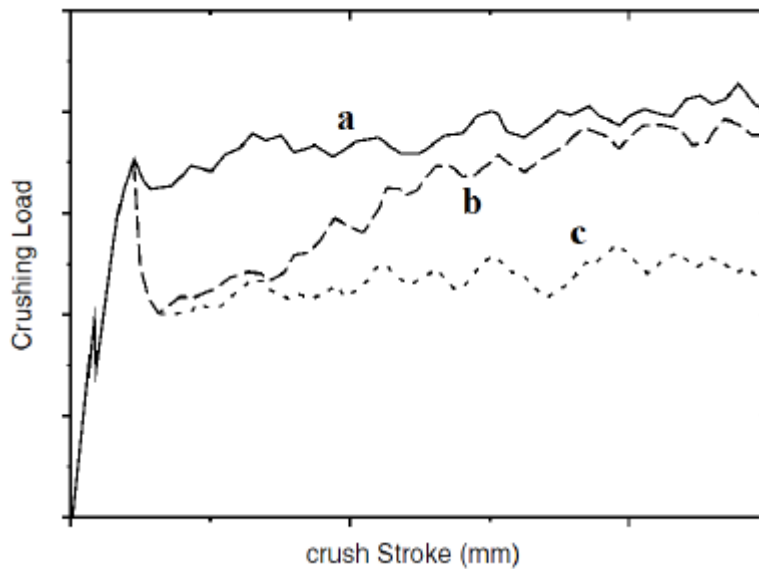


Fig 2.3 *Andamento di provini sottoposti a crushing[6]*

L'energia totale assorbita durante il *crushing*, è individuabile dall'area sottostante la curva: è quindi evidente come l'andamento prediletto sia quello definito dalla curva (a), in quanto genera una area maggiore. Esso rappresenta il comportamento di un dissipatore perfetto, dove inizialmente si ha il carico massimo, dopodichè il carico si stabilizza attorno a valori molto alti, garantendo la maggior quantità di energia assorbita (più è rapida la salita della curva e maggiore sarà l'energia assorbita).

2.3 Tipologie Impact Test

Le prove di schiacciamento hanno l'obiettivo di riprodurre un evento di impatto il più vicino possibile alla realtà, per questo motivo si utilizzano gli *impact test* che danno origine a delle vere e proprie prove d'urto. I test di crash possono avvenire secondo due approcci differenti: prove quasi-statiche e prove dinamiche. La differenza delle due tipologie risiede nella velocità con la quale si va ad urtare il provino. Usando gli impattatori dinamici, una tipica prova prevede, dopo un inizio a elevata velocità, una forte decelerazione come avviene nella realtà, riproducendo fedelmente gli urti; ma tali test presentano comunque dei lati negativi, tra i quali la difficile realizzazione dovuta alla ripetibilità delle prove, e soprattutto il costo delle attrezzature è molto elevato, per il monitoraggio ad alta velocità.

Nei laboratori didattici, per le prove di crash è stato utilizzato un metodo di prova quasi-statico. Rispetto ai dinamici, la velocità di impatto è molto bassa ed è costante. Ovviamente tale test non risulterà affidabile come la tipologia dinamica, ma si è dimostrato, dopo numerosi studi, che la capacità del materiale di assorbire energia, non dipende dalla velocità alla quale il campione viene provato. Questo porta un notevole vantaggio, in quanto le prove quasi-statiche forniscono risultati abbastanza affidabili e consentono la

ripetibilità delle prove con costi notevolmente più bassi. Nella figura 2.4 è riportata l'immagine dell'impact tester usato presso i Laboratori Didattici della Scuola di Ingegneria e Architettura dell'Università di Bologna:



Fig 2.4 *Tester quasi-statico*

2.4 TIPOLOGIE DI ROTTURA: Catastrophic Faiulure e Progressive Failure

Prima di passare allo studio ed identificazione di un nuovo set di provini a crashworthiness, è importante analizzare le diverse modalità di cedimento che possono avvenire su un provino, comprendendo quali possono essere accettabili o meno per lo studio del comportamento a crashworthiness.

2.4.1 Catastrophic failure

Il *catastrophic failure* detto anche rottura improvvisa, è la tipica modalità di cedimento che deve essere evitata per la progettazione di strutture a crashworthiness. Quando vi sono cricche intralaminari e interlaminari instabili, la possibilità di avere un cedimento improvviso è molto alta; ciò può avvenire in presenza di provini di forma tubolare snelli, con spessore della parete molto sottile, oppure se si hanno dei compositi caratterizzati da un rinforzo fragile. La rottura improvvisa del provino, come analizzato nel grafico carico-deformazione, è caratterizzata da una improvvisa salita del valore di carico ed un successivo crollo corrispondente al collasso totale della struttura. Durante i test si ottiene una forza massima che presenta valori inaccettabili per la progettazione a crashworthiness.

2.4.2 Progressive Failure

Il *progressive failure* detto anche cedimento graduale o progressivo, rappresenta la modalità migliore per il cedimento. Tale tipo di rottura può essere creata, fornendo ai provini una zona dove si genera una concentrazione di tensione localizzata, fungendo da iniziatore per la rottura del provino. Tale tipo di accorgimento prende il nome *Trigger*. Il *Trigger*, ha la funzione di ridurre il picco iniziale della forza, portando il provino a rottura, che proseguirà con velocità costante, in modo controllato e progressiva. Per creare il Trigger, è possibile realizzare uno smusso su di una estremità del provino, i più comuni sono il chamfer, l'arrow... In alcune industrie, il trigger può essere ottenuto anche tramite lavorazioni più complesse, come ad esempio per foratura o tramite indebolimento per mezzo di lavorazioni con geometrie di particolare forma. Un altro metodo, utilizzato nei laboratori per la creazione dei provini, che sarà spiegato in dettaglio nel

capitolo 3, è quello di agire al momento della stesura delle lamine, tramite degli accorgimenti: questo permette di ridurre il costo della fabbricazione, in quanto evita successive lavorazioni meccaniche. Una progettazione a crashworthiness a rottura graduale, consente di ottenere dei dissipatori capaci di assorbire elevate energie, con strutture molto leggere.

Il tipo di cedimento di un componente in composito, dipende, ovviamente, dalle proprietà fisiche della matrice e delle fibre da cui è costituito, dal loro rapporto in volume, dal layout e dalla geometria con la quale è stato realizzato. In base al tipo di fenomeno che può insorgere, si possono individuare quattro tipologie differenti di rottura:

-Transverse Shearing o Fragmentation Mode

-Lamina Bending o Splaying Mode

Combinazione delle due tipologie di rottura Transverse Shearing e Lamina Bending.

-Brittle Fracturing

Tipico di campioni rinforzati sia con fibre fragili, sia con fibre duttili.

-Local Buckling o Progressive Folding

Analizziamo nel dettaglio queste quattro tipologie di rottura.

Transverse Shearing: tale tipo di collasso è caratterizzato da una rottura cuneiforme, dove vi è la presenza di una o più cricche interlaminari o longitudinali che delimitano pacchetti di lamine. L'area soggetta alla fase di schiacciamento presenta una superficie a forma di cuneo irregolare, a causa della non uniformità del carico alla sezione resistente del provino. Il provino assorbe energia tramite il meccanismo di rottura dei fasci delle lamine, il cui comportamento può essere ricondotto al caso di una colonna posta a

compressione: il raggruppamento di lamine viene sottoposto a una forza trasversale, che crea alla base un momento flettente; se la tensione supera la resistenza del materiale, le lamine iniziano a sgretolarsi lungo un profilo cuneiforme (vedi figura 2.5).

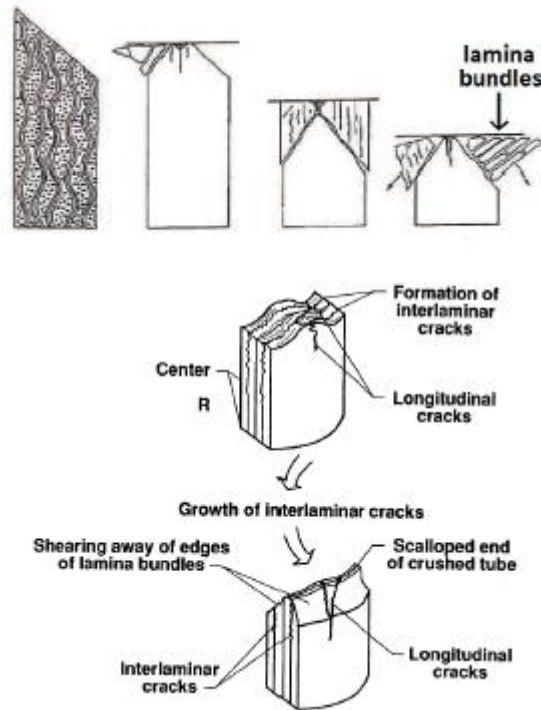


Fig 2.5 *Cedimento a Transverse Shearing*[7]

Le cricche che si generano dipendono dalla geometria e dalla proprietà dei materiali che caratterizzano il composito. Quando si genera il collasso, le dimensioni delle cricche interlaminari e longitudinali sono più piccole rispetto allo spessore della lamina. Il meccanismo di rottura del Trasverse Shearing risulta efficiente quando il cedimento interessa una parte ridotta del provino, ovvero quando lo spessore di materiale schiacciato è molto piccolo. Il parametro che influenza più di tutti il collasso a taglio trasversale è la resistenza a flessione delle lamine la quale dipende dalla resistenza e rigidità delle fibre che costituiscono il rinforzo. La propagazione delle

cricche interlaminari può verificarsi secondo due modalità: opening o forward shear (vedi figura 2.6.1 e fig 2.6.2):

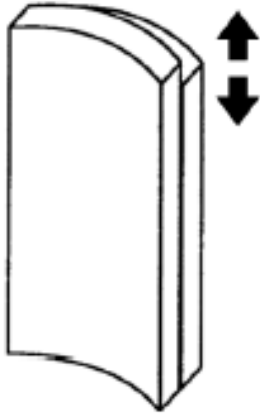


Fig 2.6.1 *Opening*[8]

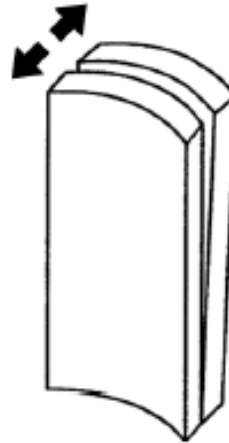


Fig 2.6.2 *Forward Shear*[8]

L'insorgere di una o dell'altra modalità dipende dalla tenacità della matrice e dall'orientamento delle fibre.

Lamina Bending: detta anche *Splaying mode*, tale modalità di collasso avviene esclusivamente in materiali compositi rinforzati con fibre fragili. Le cricche che si manifestano sono molto lunghe e possono essere di tre tipi: interlaminari, intralaminari e parallele tra loro. La lunghezza con cui si manifestano le fratture è superiore di circa dieci volte allo spessore delle lamine. Le lamine bundles (fasci di lamina), anziché frammentarsi, come avviene per il Transverse Shearing, si flettono verso l'esterno, rimanendo sostanzialmente integre (vedi figura 2.7).

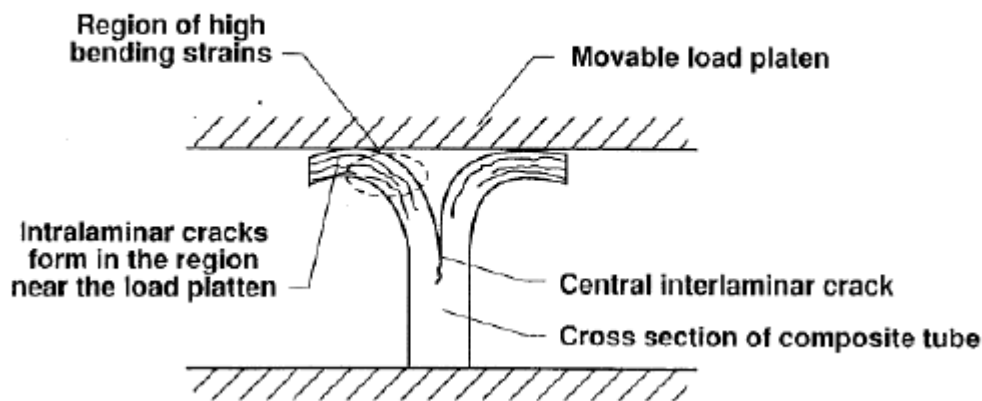


Fig 2.7 *Lamina Bending- formazione di cricche intralaminari*[8]

I principali meccanismi con i quali il provino assorbe energia sono: nascita di cricche all'interno della matrice e attrito generato dallo scorrimento tra le lamine che si deformano. La resistenza della matrice è il parametro che influenza maggiormente il cedimento, in quanto influisce sulla velocità con cui si propagano le tre tipologie di cricche. La mancata rottura e la sola flessione verso l'esterno dei fasci di lamine, rende tuttavia tale modalità alquanto inefficiente.

Brittle Fracturing: combinazione tra il Transverse Shearing e il Lamina Bending, presenta caratteristiche specifiche di entrambe le modalità di collasso; troveremo, quindi la presenza di cricche intralaminari e interlaminari, con una superficie di rottura irregolare ed il meccanismo con il quale il provino assorbe l'energia è la frattura dei fasci di laminato. I lamina bundles subiscono una deformazione, come avviene nella modalità lamina bending, per poi aprirsi sotto l'azione del carico, fino alla rottura in prossimità della base. Quando un fascio di lamine si deforma, per poi collassare, il carico si distribuisce nuovamente sul provino continuando il ciclo di rottura. Tale tipo di collasso, è di tipo progressivo ed avviene su provini con materiale composito rinforzato da fibre fragili (vedi figura 2.8).

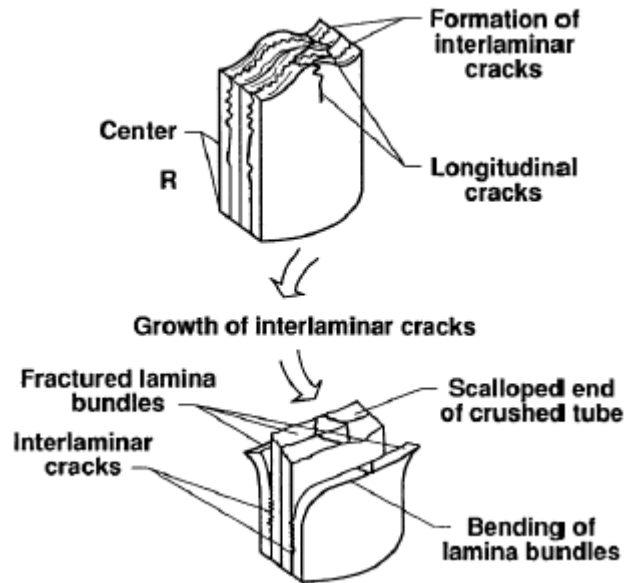


Fig 2.8 Modalità collasso Brittle Fracturing[8]

Local Buckling: detta anche Progressive Folding, è una modalità che si presenta con uno o più inglobamenti localizzati del componente, la quale si deforma plasticamente, ripiegandosi su se stesso, mantenendo l'integrità post-crush (vedi figura 2.9). Tale tipo di risposta allo schiacciamento può verificarsi sia in provini costituiti da un rinforzo con fibre duttili, sia in altri rinforzati con materiali fragili. I provini rinforzati con fibre duttili rimangono integri dopo essere stati sopposti all'azione del carico, dimostrando una eccellente integrità finale, grazie alla plasticità di fibre e matrice; in essi, inoltre, si nota come le fibre si separino lungo la zona di maggior tensione, generando il fenomeno di *delaminazione*. Si definisce delaminazione quel fenomeno che causa la separazione di lamine inizialmente adiacenti, le quali, non aderendo più una sull'altra, causano lo sfaldamento del provino. L'apertura degli strati è visibile a livello macroscopico e può avvenire per diversi motivi, tra cui: cura errata, che non ha contribuito a una corretta adesione tra le lamine, insorgere ed estensione di cricche intralaminari. Per quanto riguarda compositi costituiti da fibre fragili, essi presentano il fenomeno della delaminazione solo in particolari condizioni: se le tensioni

all'interno della lamina sono minori rispetto alla resistenza della matrice; se la matrice presenta una deformazione a rottura, rispetto a quella delle fibre, più elevata; se la matrice, quando sottoposta ad elevate tensioni, presenta una buona deformazione plastica. Questo tipo di cedimento è sostanzialmente influenzato dal comportamento tensione-deformazione della matrice, in particolare dal limite di snervamento. Quello che avviene è che l'elevato valore di resistenza a rottura della matrice, riduce la formazione delle cricche intralaminari, fino ad eliminarle completamente; questo porta a far collassare la struttura improvvisamente causando il cosiddetto *catastrophic failure*, oppure per l'insorgere, nelle zone di deformazione, di fratture interlaminari dovuto all'imbozzamento locale. Si evince, quindi, come questa sia una modalità di cedimento inefficiente, soprattutto per provini con pareti sottili.

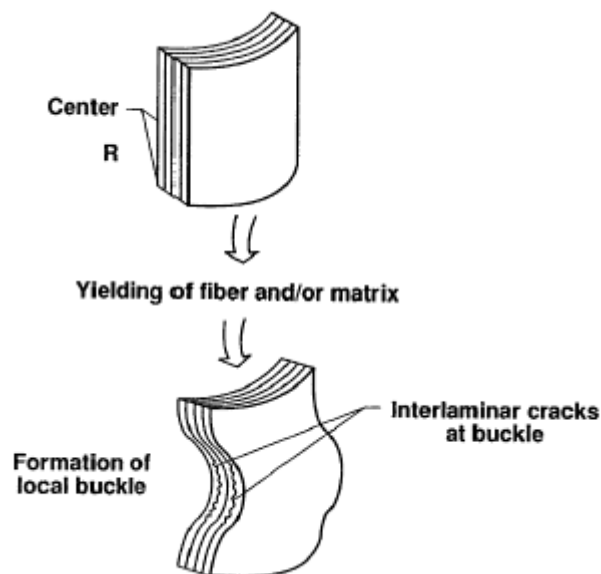


Fig 2.9 *Processo di Local Buckling*[8]

CAPITOLO 3

IDENTIFICAZIONE DI UN SET DI PROVINI

3.1 Studio della migliore configurazione a Crashworthiness

Prima di passare alla fase dei test di impatto, è stato necessario uno studio della miglior configurazione di provino progettato a crashworthiness. Questa è stata realizzata sulla base delle campagne sperimentali realizzate da alcuni studenti della Scuola di Ingegneria e Architettura dell'Università di Forlì. È stato quindi valutato il comportamento di ciascun provino in base a due importanti caratteristiche: la **geometria** e il tipo di innesco creato, ovvero il **trigger**.

3.1.1 Studio del Trigger

Come accennato nel capitolo precedente, *il trigger* è quel meccanismo che ha la funzione di indebolire il provino in una specifica zona, ovvero dove si vuole che si abbia adeguata concentrazione di tensioni per l'instaurarsi di una rottura progressiva. Per realizzare tale innesco, a seconda della tecnologia di cui si dispone, vi sono differenti metodi; si può ad esempio avere un trigger creato tramite lavorazioni meccaniche, agendo direttamente sul bordo del componente. Tale processo viene eseguito alla fine della fabbricazione del componente. Il più comune, utilizzato a livello industriale, è lo smusso ad una estremità; di seguito si elencano alcune tipologie:

- Arrow; (vedi figura 3.1a)
- Chamfer; (vedi figura 3.1b)
- Stepple; (vedi figura 3.1c)
- Sawtooth; (vedi figura 3.1d)

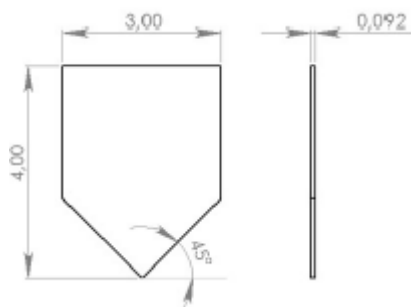


Fig 3.1a Arrow[12]

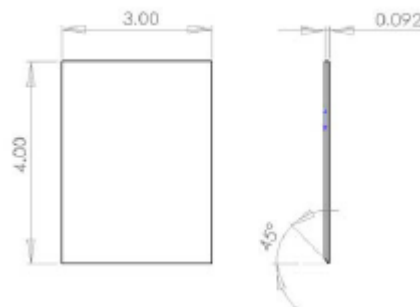


Fig 3.1b Chamfer[12]

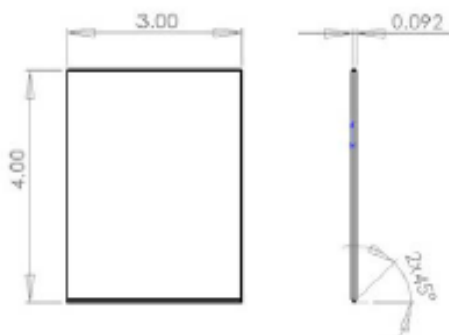


Fig 3.1c Stepple[12]

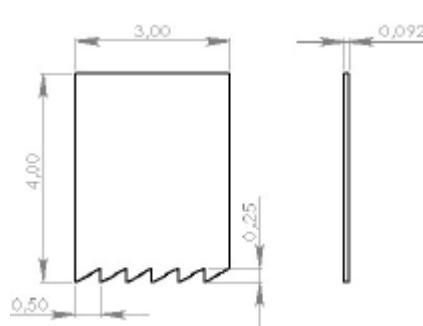


Fig 3.1d Sawtooth[12]

Il trigger con smusso ad una estremità, dai test sperimentali è risultato eccellente, in quanto fornisce un'ottima concentrazione di tensioni per innescare la rottura, ed è allo stesso tempo, facile da realizzare. L'unico svantaggio è la difficoltà nel fissare e supportare nello stesso tempo, l'estremità del componente al momento dei test. Le lavorazioni meccaniche successive alla fase di cura costituiscono, inoltre, una operazione aggiuntiva non trascurabile, rendendo problematico l'utilizzo applicativo di tale tipologia di innesco. A causa di questi svantaggi i trigger realizzati tramite lavorazioni meccaniche vengono sempre più accantonati a vantaggio di altre tipologie.

Una strada molto interessante, studiata e sperimentata presso i laboratori

didattici della scuola, è quella di creare l'indebolimento, durante il processo di stesura dei ply di laminato. Ciò viene realizzato tagliando alcune lamine, in modo da avere ad una certa estremità un numero minore di strati e rendendo il provino localmente più indebolito. Tale tipo di trigger, detto anche autotrigger, è indicato con la sigla ATF.

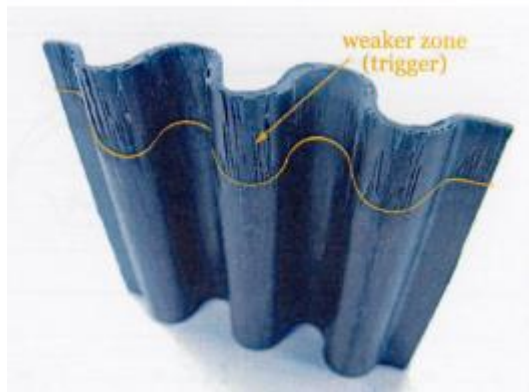


Fig 3.2a *Provino indebolito*[10]

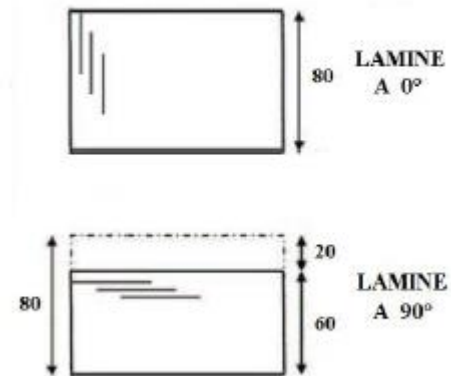


Fig 3.2b *Schematizzazione lamine indebolite*[10]

Dai test effettuati, confrontando un provino con la configurazione UD (unidirectional) e il provino ATF, si nota, che quest'ultimo presenta un comportamento preferibile rispetto all'UD, in quanto dopo aver raggiunto la tensione di innesco del trigger, continua a cedere progressivamente fino a stabilizzarsi su un alto valore di SEA [J/g] (specific energy absorption). Vedi figura 3.3

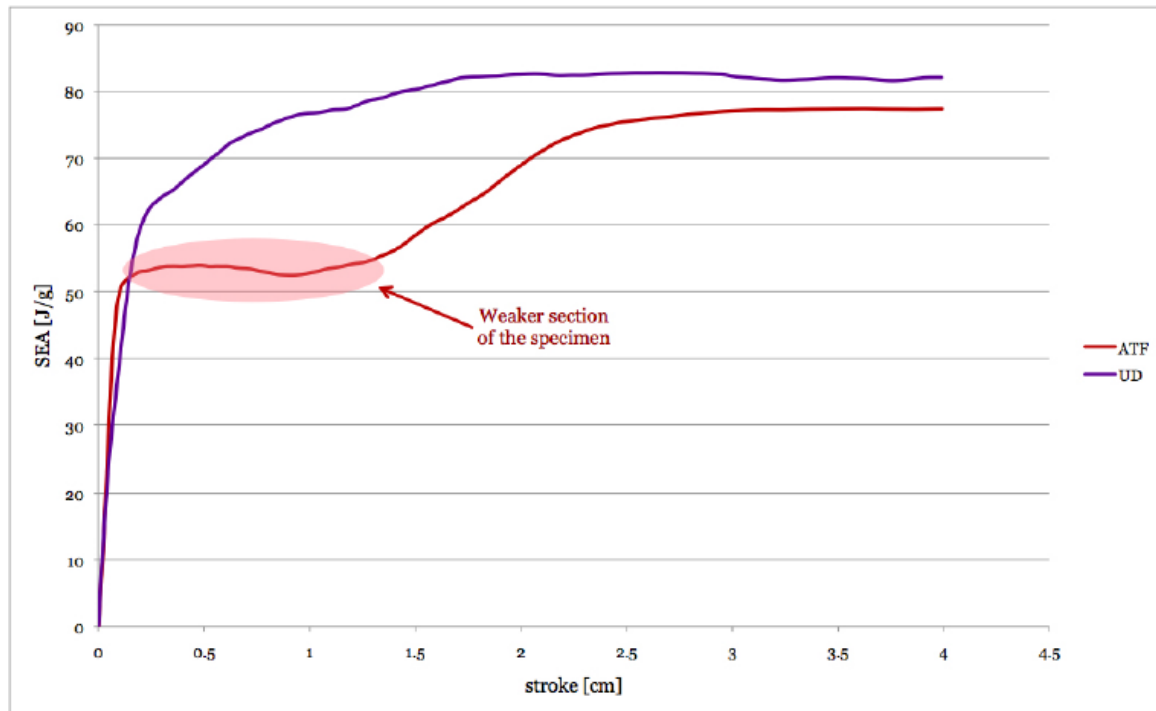


Fig 3.3 confronto tra UD e ATF[12]

3.1.2 Studio della Geometria

La geometria del provino rappresenta uno dei fattori che influenza la capacità di assorbimento del provino e che, assieme al corretto trigger, determina la modalità di cedimento. Due sono le principali geometrie possibili: i provini piatti, detti anche *flat specimens*, e i provini *autostabilizzanti*. I flat specimens, sono di forma rettangolare, con spessore al di sotto dei 2cm, e sono di facile realizzazione. Nonostante la semplicità con la quale possono essere fabbricati, risulta difficoltosa la gestione durante i test a compressione, in quanto sono schiacciati a taglio, e tale condizione porta facilmente all'instabilità per provini a basso spessore. Per ovviare a questo problema, vi sono dei meccanismi di bloccaggio, i quali supportano lateralmente il provino, mantenendolo in posizione verticale ed impedendo il cedimento per carico di punta. Nonostante questo, tale tipologia di geometria, risulta problematica, in

quanto sotto l'azione del carico, il provino cede tramite il meccanismo di lamina bending (vedi fig 3.4).



Fig 3.4 *Cedimento Lamina Bending di un provino piatto[11]*

Analizzando, inoltre, il grafico SEA[J/g] in funzione dello Stroke[cm], si nota che il flat specimen ha un comportamento peggiore rispetto all'autostabilizzante (vedi Fig 3.5).

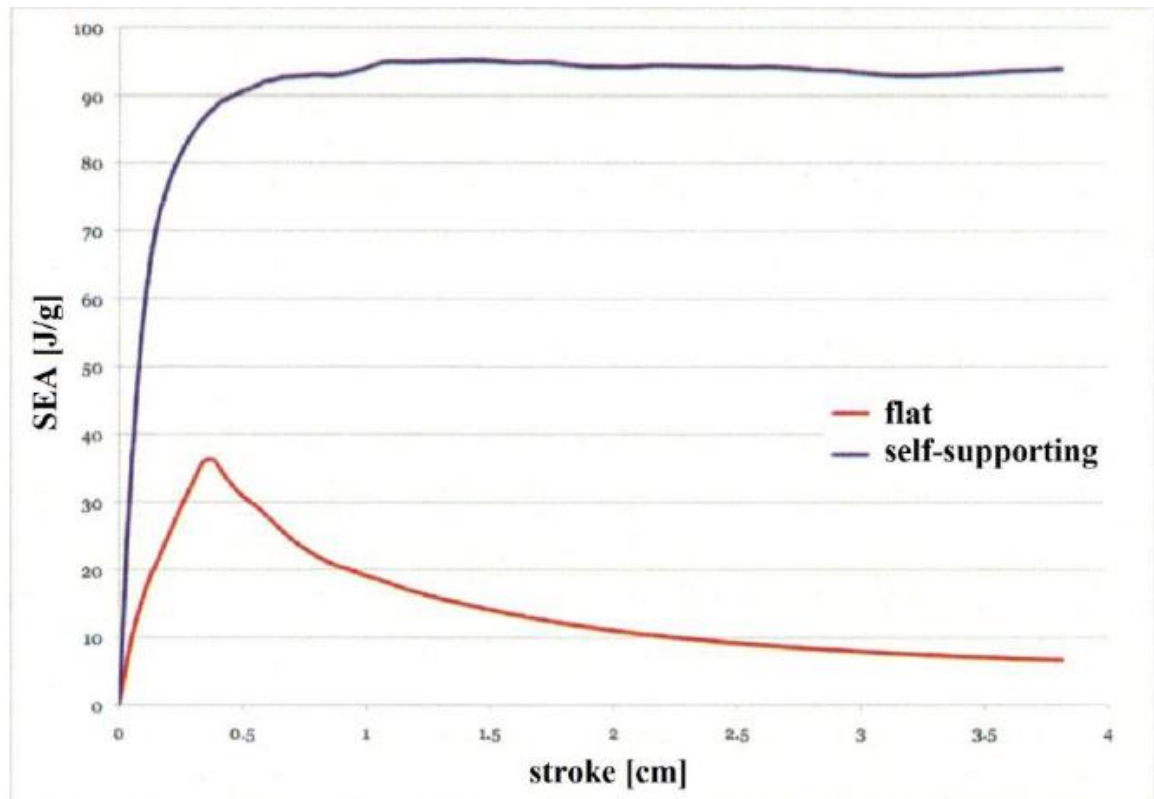
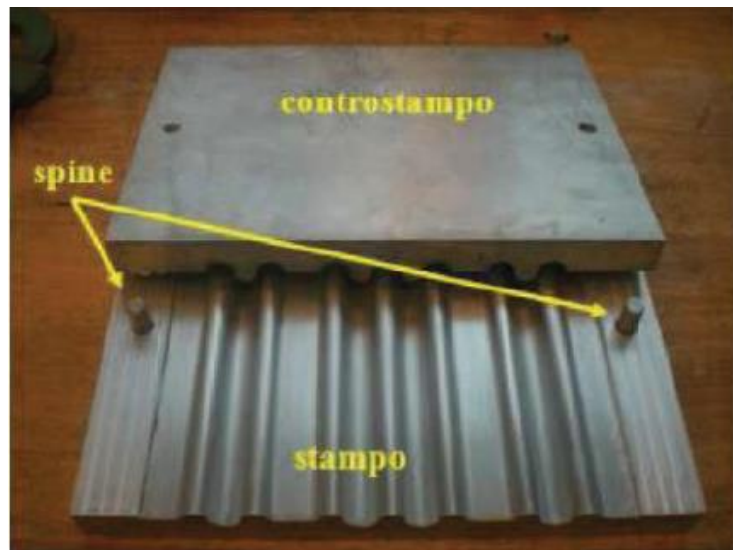


Fig 3.5 Schematizzazione Profilo piatto confrontato con profilo autostabilizzante[11]

Il modo di cedimento di tale geometria, ha portato a distogliere l'attenzione da questa tipologia, e focalizzarla sui provini autostabilizzanti. Gli *autostabilizzanti*, sono dei provini che hanno una forma tale da autosostenersi in fase di schiacciamento, al contrario dei flat specimens. Essi possono avere forma chiusa o aperta. I provini a sezione chiusa, nonostante presentino ottime capacità di assorbimento, presentano il grande problema degli elevati costi di fabbricazione in quanto per essere creati, si è bisogno dell'utilizzo di una tecnologia complessa e allo stesso tempo costosa. Dall'altra parte i provini a sezione aperta, possiedono sezioni costituite da linee non chiuse e il loro processo di fabbricazione è semplice: si applica un semplice processo di formatura in stampo aperto (figura 3.6, stampo ideato ed usato presso i laboratori

didattici della scuola di ingegneria, per dare origine a provini che sono stati successivamente testati).



a)



b)

Fig 3.6 *Mold per formatura di provini autostabilizzanti a sezione aperta*

Tale tipologia di provini, presenta tre tipologie di cedimento: *brittle fracturing*, *transverse shearing* e *lamina bending*; questi tipi di collasso permettono al provino di assorbire elevate quantità di energia, e di cedere in modo stabile e progressivo (obiettivo per la progettazione a crashworthiness). Per i provini a sezione aperta si possono avere diverse forme; le più conosciute, sperimentate e testate sono: provini angolari, semi circolari e ondulati (vedi figura 3.7).

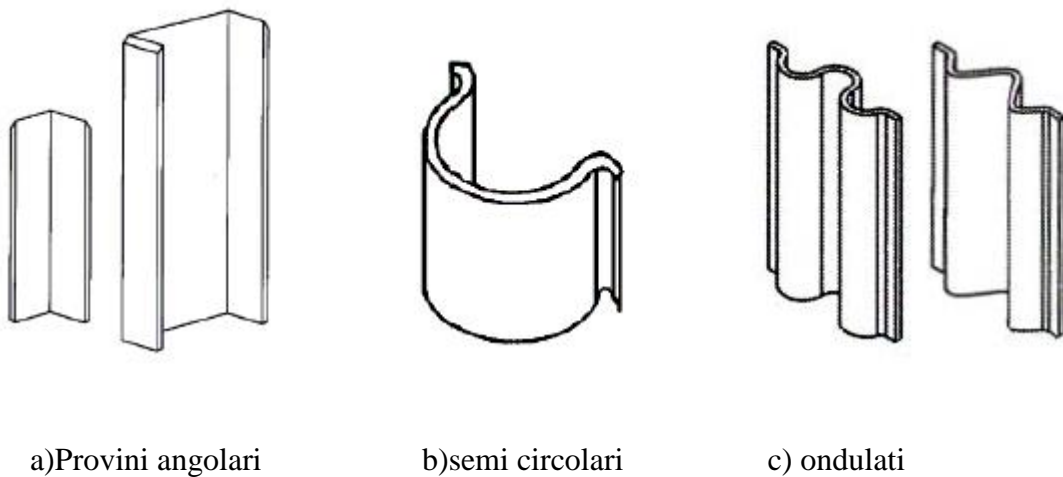


Fig 3.7 [9]

I primi presentano scarse capacità di assorbimento, se non addirittura inferiori ai *flat specimens*; i *semi circolari* hanno un buon comportamento anche se si è sperimentato che una sola ripetizione della semicirconferenza rende il campione non sufficientemente stabile; gli *ondulati*, costituiti da più ripetizioni, superano questo inconveniente, divenendo una delle più valide applicazioni per la progettazione a crashworthiness. Gli ondulati possono avere tre differenti configurazioni, tra i quali: low sine, deep sine e half circle (vedi fig 3.8). Dai risultati, da come si vede nella figura 3.9,3.10,3.11, la geometria che mi garantisce la maggior quantità di energia assorbita, per poi mantenere un andamento più costante possibile è la half circle (con ripetizioni semi circolari).

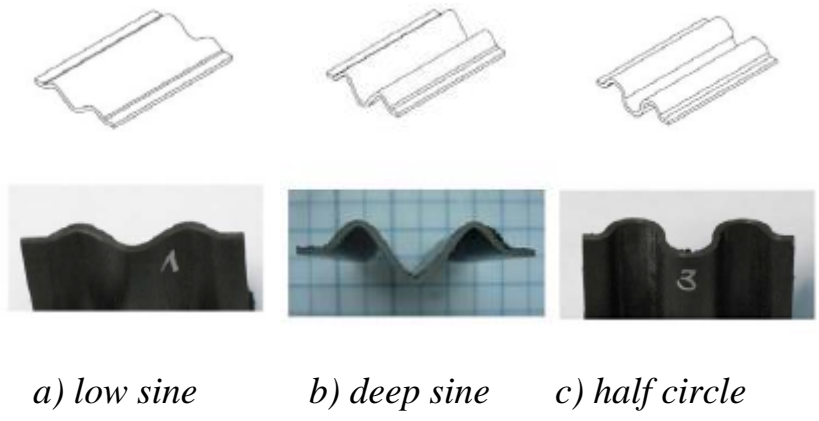


Fig 3.8 [12]

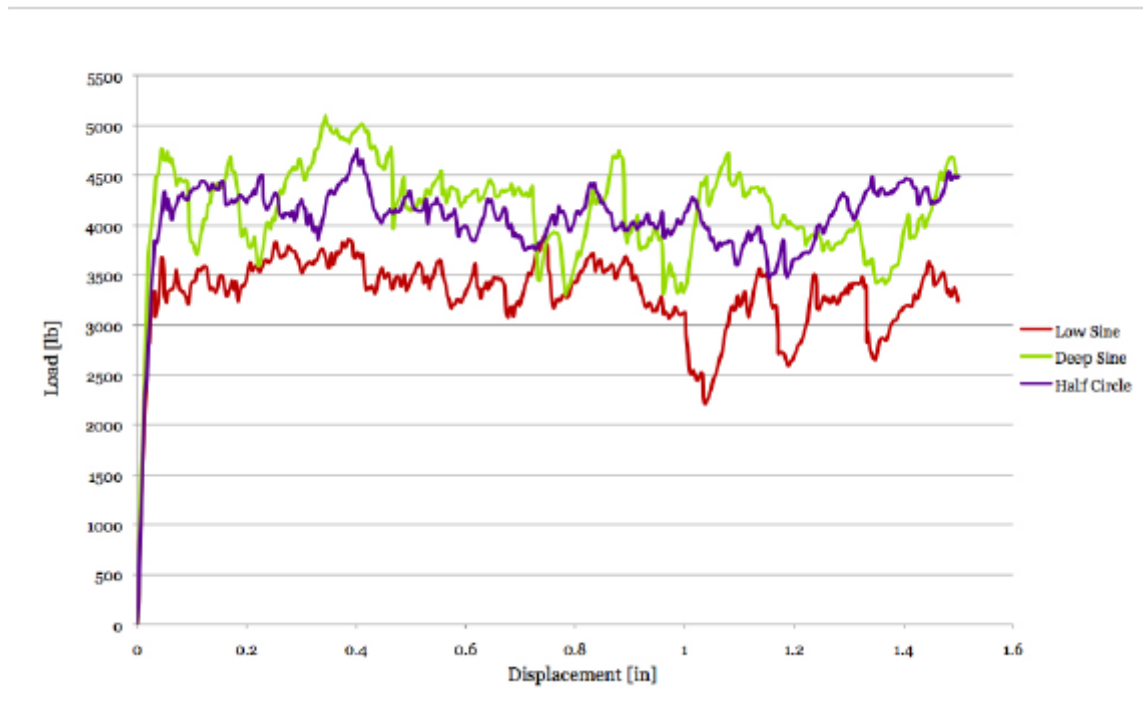


Fig 3.9 [12]

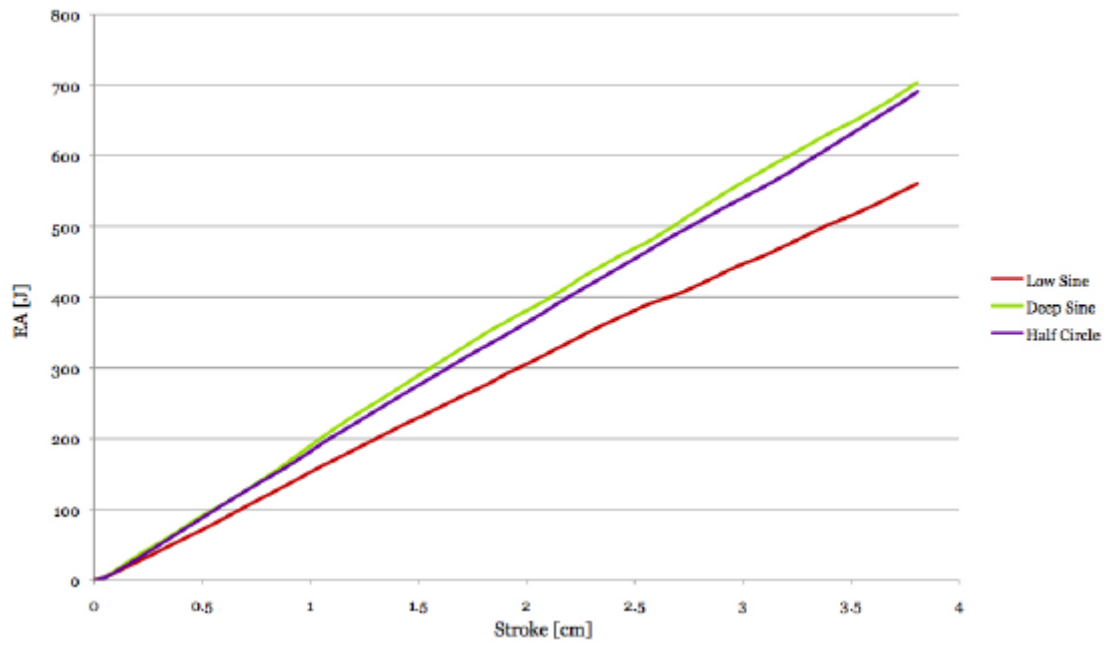


Fig 3.10 [12]

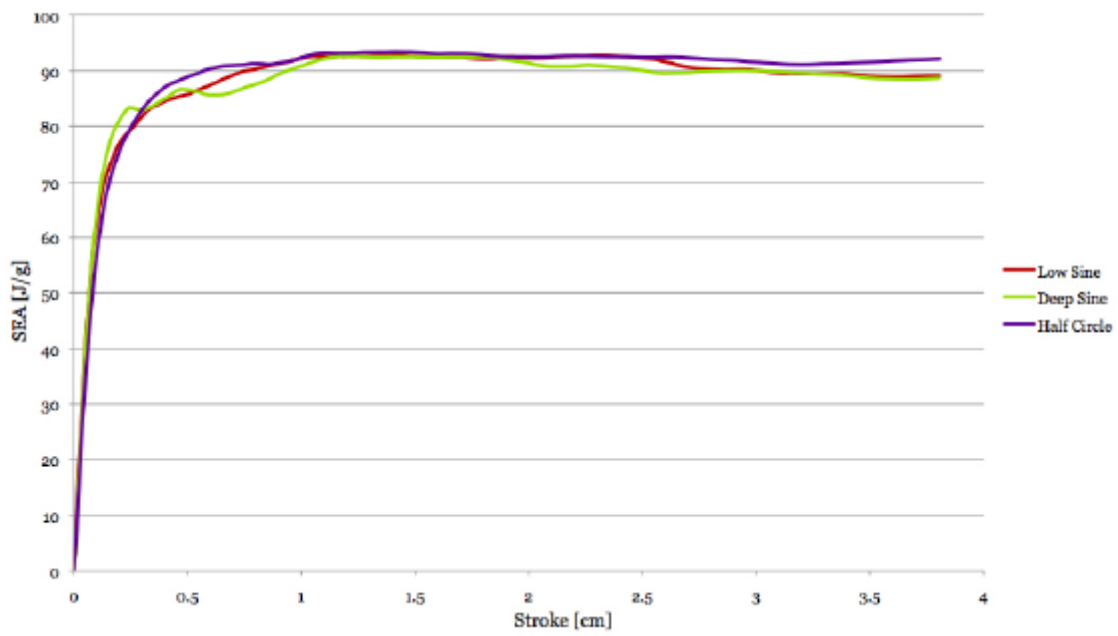


Fig 3.11 [12]

Quindi, lo studio e i risultati delle sperimentazioni svolte presso i laboratori didattici della scuola, e i risultati estrapolati in letteratura, ci hanno permesso di individuare un provino ideale, che rispetti le migliori caratteristiche per la progettazione a crashworthiness.

CAPITOLO 4

CENNO SULLA FABBRICAZIONE DEL PROVINO

Dalla analisi dei vantaggi e svantaggi delle varie configurazioni (in base alla tipologia di trigger e alla geometria utilizzata), si evince che la miglior configurazione è quella con auto-trigger e con forma a ripetizione multipla semi circolare. Dalle precedenti campagne sperimentali, si è osservato che il numero di ripetizioni, ovvero tra half circle a 3 ripetizioni e half circle a 5 ripetizioni, vi è una differenza del 10% circa, quindi trascurabile al fine del processo (vedi figura 4.1).

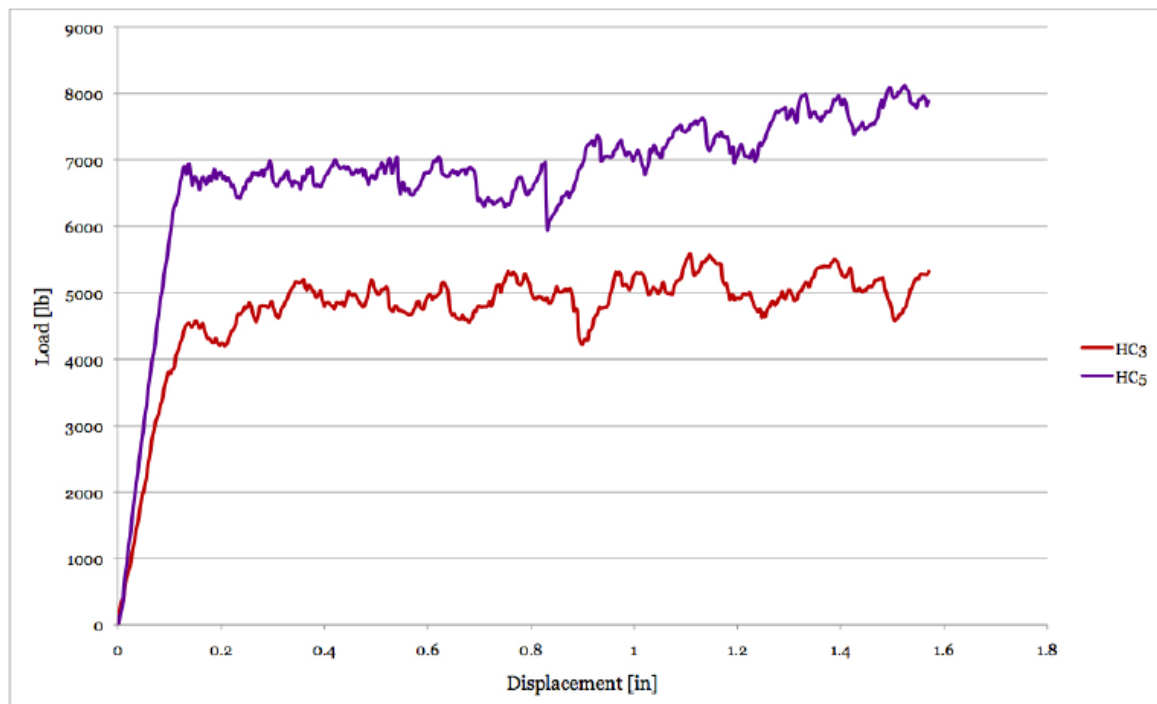


Fig 4.1 [12]

È stata, inoltre, analizzata la sequenza di laminazione e la conformazione degli indebolimenti interni per la creazione del trigger. Tramite un analisi

comparativa, svolta in laboratorio, si evince che la miglior configurazione è la unidirezionale con 12 ply con disposizione $[0^\circ/90^\circ]_{3s}$, con i ply 5 e 8 modificati. Ciascun foglio di laminato ha le dimensioni riportate nella figura sottostante:

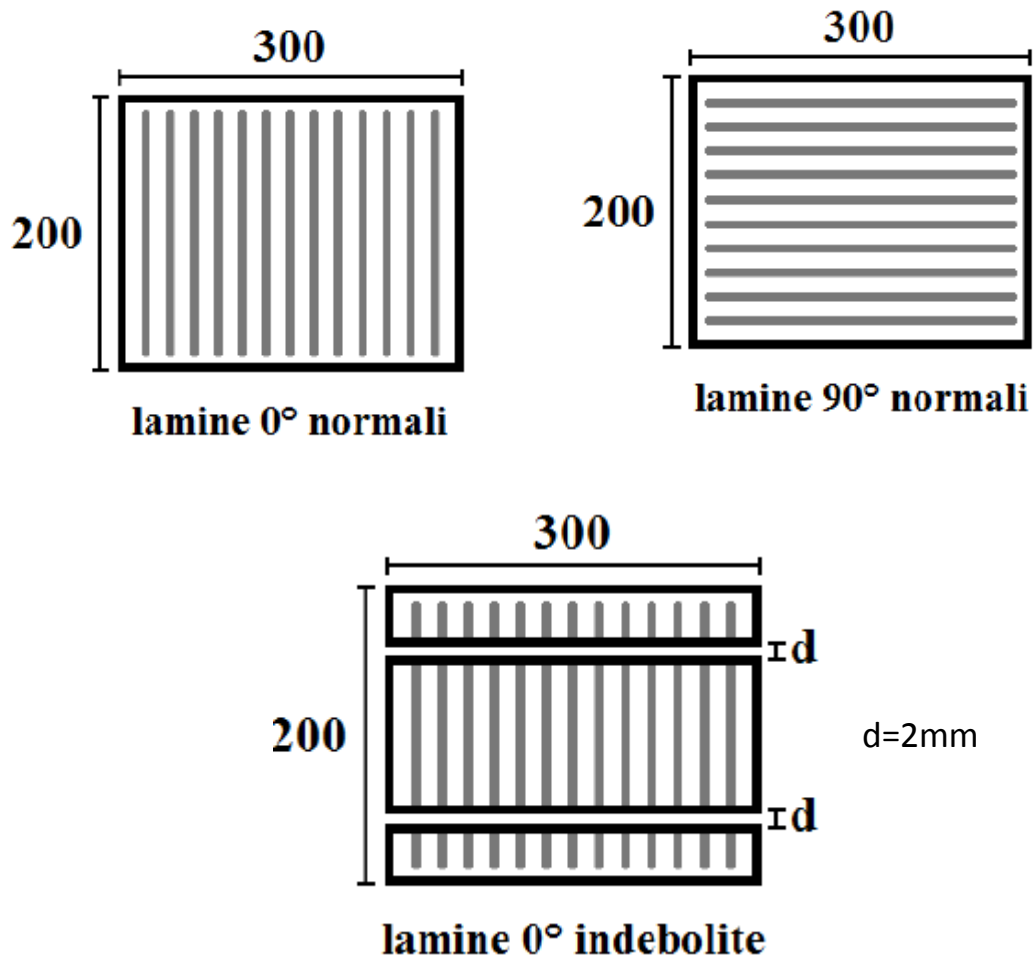


Fig 4.2 Schematizzazione lamine[3]

4.1 Laminazione Provini

Dopo la scelta dell'ideale configurazione, si è passato al processo di laminazione che si divide principalmente in cinque passi. Si riassumono i passaggi salienti che determinano le caratteristiche del provino.

Prima di passare alla stesura delle lamine, è importante ricordare che, onde evitare di lasciare detriti sullo stampo ed eventuale resina delle laminazioni precedenti, che andrebbero ad influenzare negativamente le caratteristiche meccaniche del pezzo, bisogna pulire lo stampo. È inoltre necessario stendere due mani di distaccante sia sul mold che sui perni, evitando così che la matrice si incolli su di essi. Sono state poi tagliate le pelli ricavate dal rotolo di prepreg unidirezionale di larghezza 600mm e di spessore 0,15mm. Sono state tagliate 10 lamine di dimensioni 300x200 mm e due lamine con la configurazione necessaria per la creazione del trigger. Quest'ultimo si ottiene tagliando le lamine a 0° corrispondenti alla posizione 5 (come è mostrato nella figura 4.2). Si è proceduto con stesura delle lamine rispettando la sequenza di stratificazione seguente : [0-90-0-90-0*-90-90-0*-90-0-90-0] dove i 0* sono le lamine indebolite. Durante il processo di laminazione, bisogna evitare che rimangano bolle d'aria, le quali renderebbero le caratteristiche meccaniche del composito scarse. Successivo passaggio è racchiudere lo stampo, all'interno di un sacco a vuoto appositamente realizzato (vedi figura 4.3).



a)



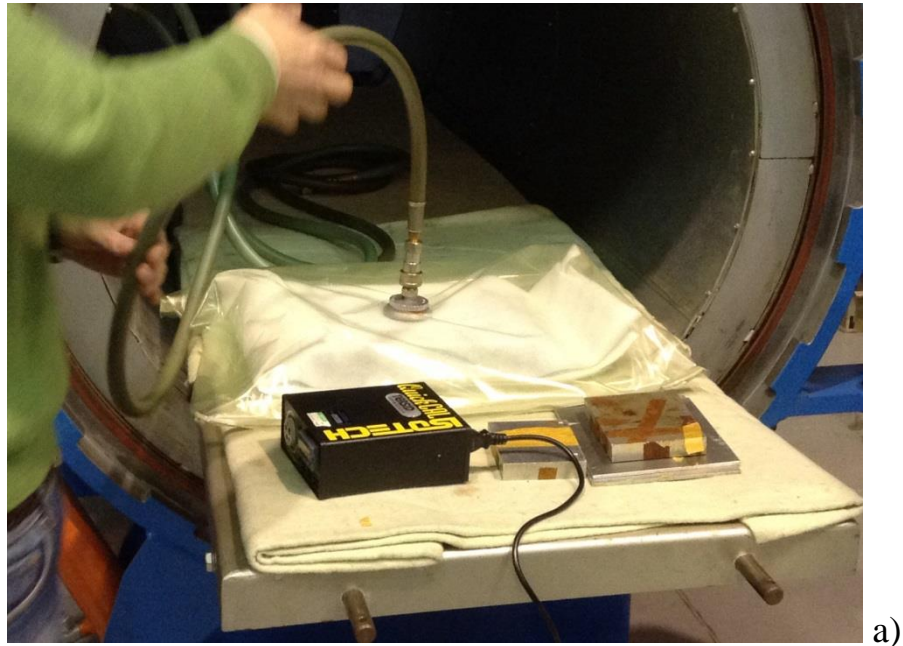
b)



c)

Fig 4.3 *Sacco a vuoto per lo stampo*

Il vuoto creato all'interno del sacco (vedi figura 4.4), permette alla pressione esterna di comprimere le lamine l'una contro l'altra, favorendo la compattazione del laminato, e la fuoriuscita di gas prodotti durante la polimerizzazione della resina.



a)



b)

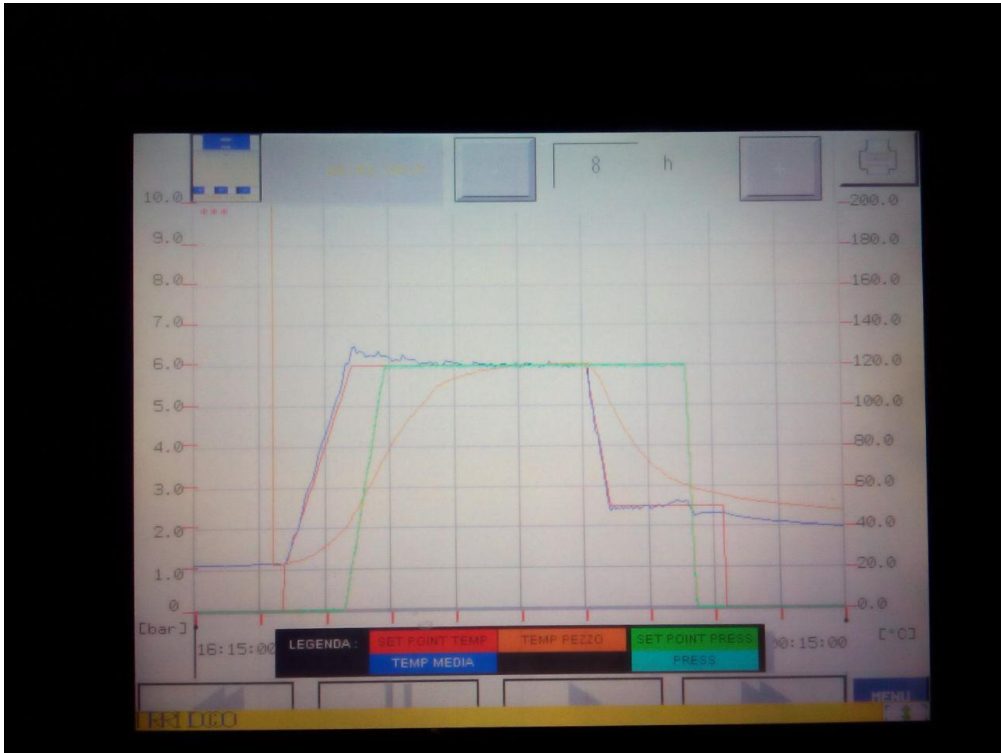
Fig 4.4 *Creazione del vuoto all'interno del sacco*

Per creare il vuoto viene usata una pompa la quale aspira l'aria all'interno del sacco, e prima di inserire il tutto nell'autoclave, è necessario assicurarsi che non vi siano perdite. Una volta controllato questo, si procede con il ciclo di cura all'interno dell'autoclave. L'insieme sarà sottoposto a una serie di gradienti di temperatura e pressione (il tipo di ciclo dipende dal tipo di materiale in esame, e i fornitori del preimpregnato si limitano, solitamente,

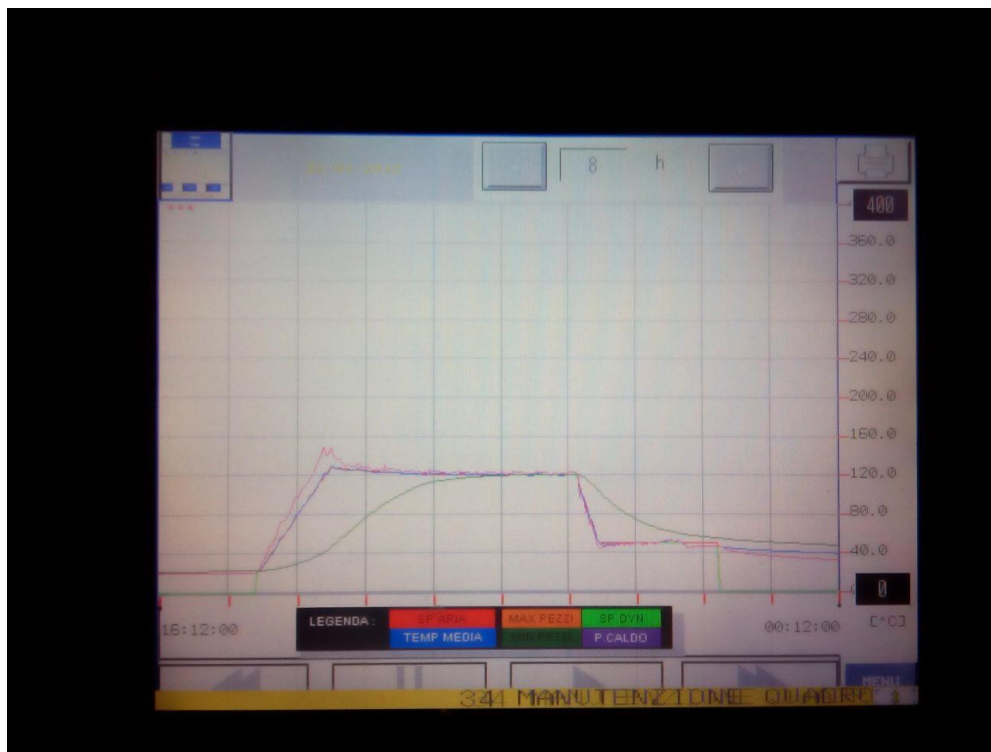
ad indicare uno o più esempi). La funzione del ciclo di cura, è quella di portare allo stato di polimerizzazione la resina. Il ciclo di cura utilizzato prevede un gradiente di temperatura (vedi fig 4.5) con rateo di salita di 2°C al minuto, per poi stabilizzarsi per circa 90 minuti su un valore preciso di temperatura (120°C), per poi scendere con un rateo di 4°C al minuto. Il ciclo termico consente alla resina di riempire tutti i vuoti e gli interstizi tra le fibre, e incrementando la temperatura, la matrice solidifica definitivamente. Il raffreddamento graduale fa sì che non si creino tensioni interne al pezzo. Contemporaneamente al ciclo di temperatura, avviene quello di pressione, anche esso caratterizzato da un rampa ascendente con rateo di salita di 1bar al minuto fino a stabilizzarsi per un periodo di tempo sui 6bar, per poi scendere (vedi figura 4.5). All'interno del sacco a vuoto il pezzo è soggetto ad una pressione di -1bar. Il ciclo di pressione permette una maggior compressione delle lamine, consentendo di ridurre eventuali bolle createsi al momento della stesura dei plies, favorendo l'unione tra fibra e matrice.



a)



b)



c)



Fig 4.5 *Ciclo di cura provino*

4.2 Importanza del sacco a vuoto

Durante il processo di fabbricazione del pezzo, tra i passi precedentemente elencati, vi è uno in particolare che ha penalizzato le caratteristiche meccaniche del provino, portandoci a non considerarlo più e a ripetere nuovamente tutti i passaggi per ottenere un pezzo migliore: il *sacco a vuoto*.

Mentre si prepara il sacco a vuoto, che andrà a inglobare al suo interno lo stampo, è importante che non vi siano perdite verso l'esterno; si deve, pertanto, sigillare adeguatamente le estremità. Per verificare che non vi siano perdite prima della chiusura del sacco, viene messa la parte inferiore della valvola all'interno del sacco stesso e tramite un piccolo intaglio, si unisce la parte superiore della valvola alla quale viene poi collegata la pompa per il vuoto (figura 4.6).

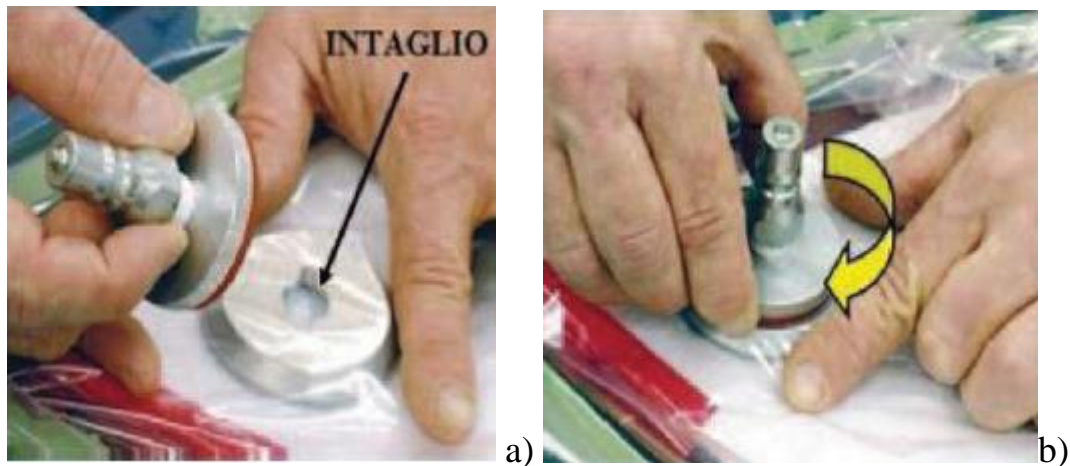


Fig 4.6 *Preparazione alloggiamento valvola di aspirazione*

Durante questo passaggio, al momento dell'aspirazione, si verifica che non vi siano fuoriuscite d'aria. In laboratorio, abbiamo potuto constatare che se vi sono delle aperture nel sacco, di dimensioni molto piccole, non si riesce subito a vedere e ad agire su di esse. Alla fine del ciclo di cura quello che si è ottenuto è un pezzo con scarse caratteristiche meccaniche: le fibre e la matrice non si sono compattate come avrebbero dovuto, rendendo inefficace il ciclo di cura (vedi figura 4.7). E' stato quindi necessario ripetere nuovamente il processo di laminazione, prestando attenzione al passaggio di chiusura del sacco. Nella figura 4.8 vi sono i due provini e si può vedere la differenza dovuta al processo di polimerizzazione.

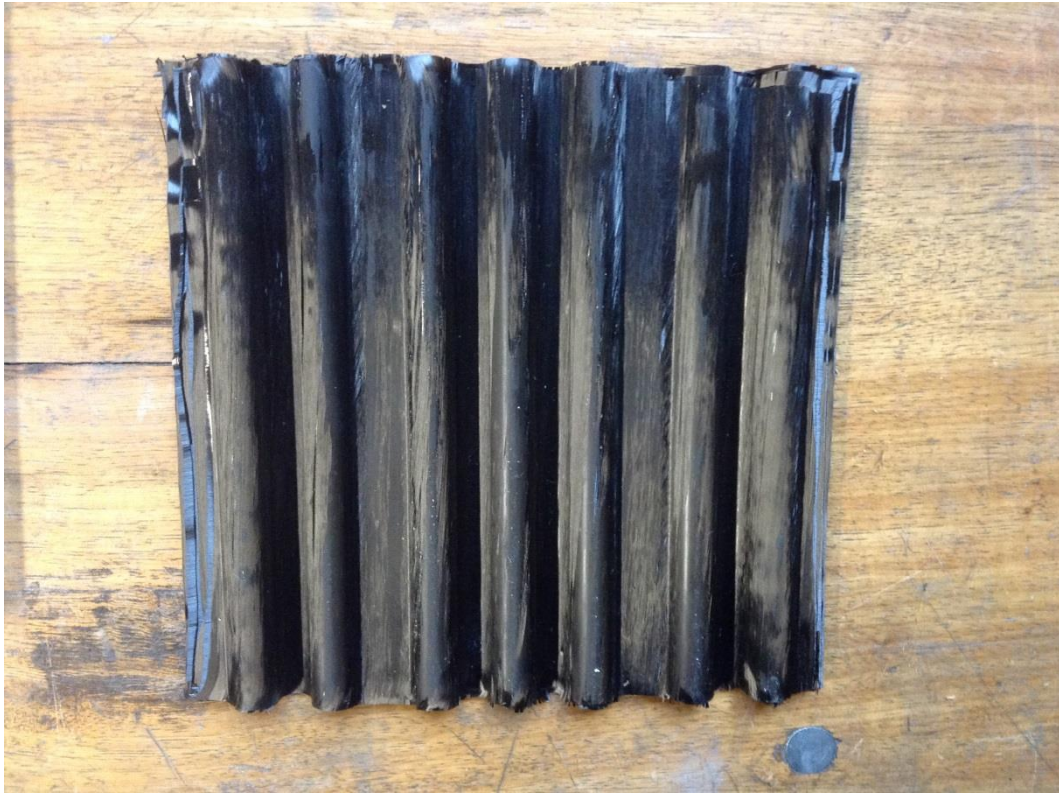


Fig 4.7 *Primo provino ottenuto da una inefficace chiusura del sacco a vuoto*

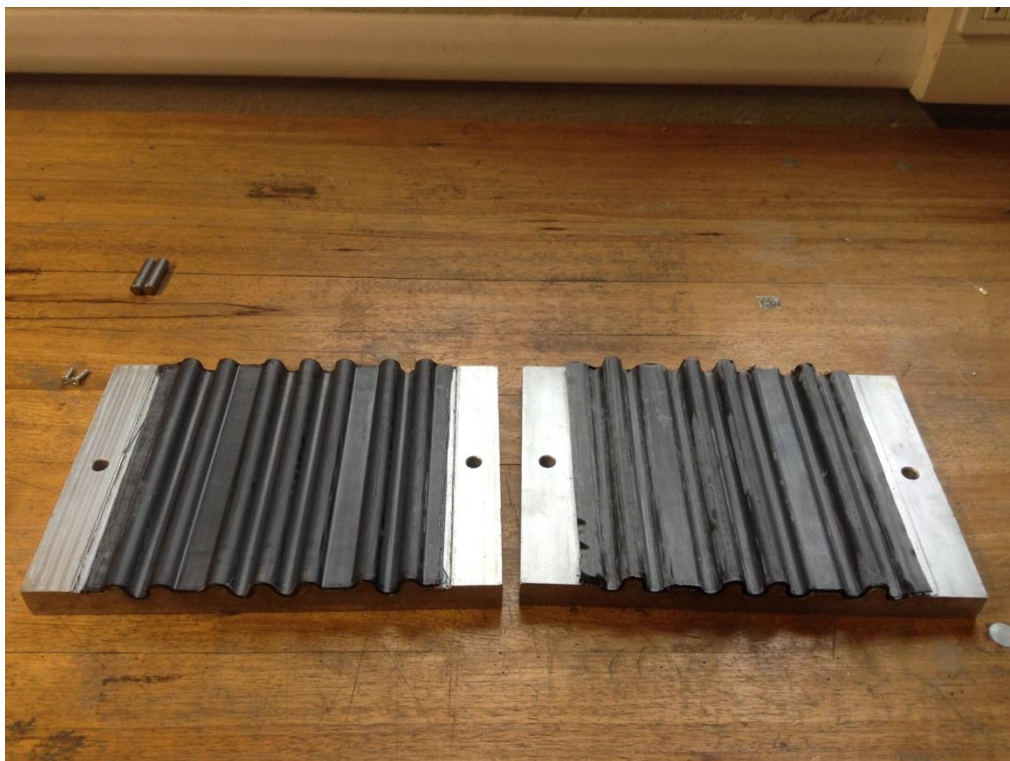


Fig 4.8 *Provini realizzati in Laboratorio della Scuola*

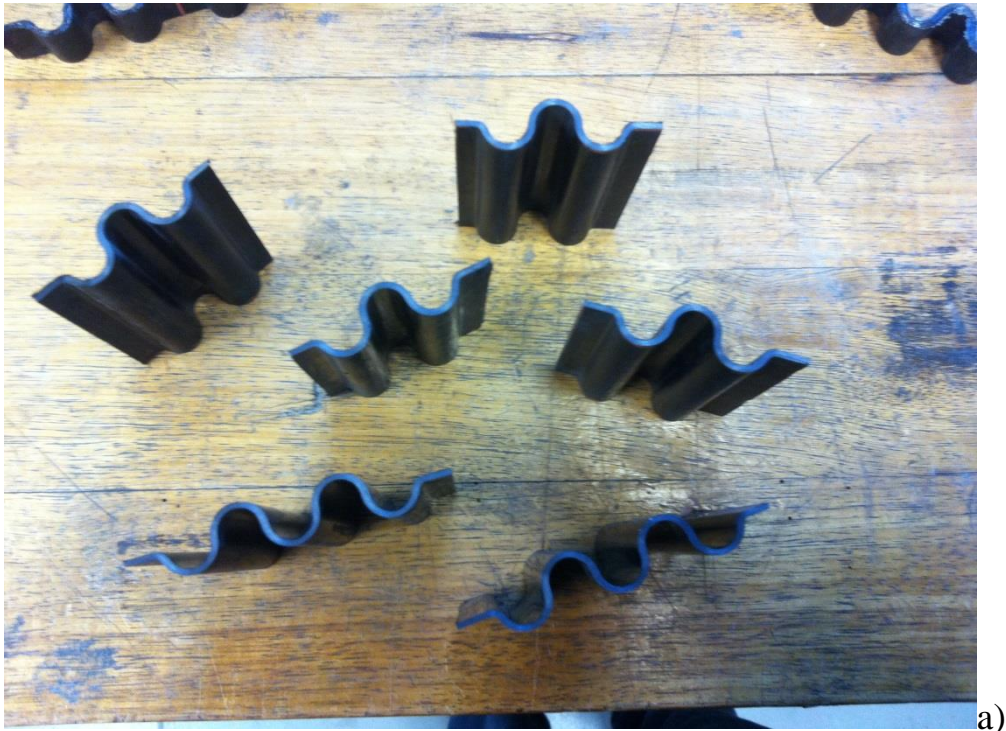
4.3 Taglio dei provini

Ultima fase del processo di fabbricazione, è stata il taglio dei provini: sono stati ottenuti sei provini, di cui quattro a tre ripetizioni (HC3) e due a cinque ripetizioni (HC5). Essendo il materiale composito molto rigido e fragile, è importante disporre, durante la fase di taglio, di strumenti con elevata velocità di rotazione e piccoli avanzamenti. Lo strumento utilizzato presso i Laboratori è una sega circolare con un disco diamantato. (vedi figura 4.9)



Fig 4.8 *Sega circolare per il taglio dei provini*

I margini esterni del pezzo sono stati scartati, in quanto sono suscettibili a bolle, imperfezioni ed eccessi di resina. Nella figura sottostante vi sono i sei provini ottenuti, dove quattro saranno impattati con pendolo di Charpy e due saranno tenuti come riferimento.



a)



b)

Fig 4.9 *Provini per la sperimentazione*

CAPITOLO 5

SPERIMENTAZIONE

5.1 Pendolo di Charpy: caratteristiche e test di impatto

Il tester usato nei Laboratori didattici della scuola per simulare l'impatto sui provini, è il *pendolo di Charpy* (vedi figura 5.1).

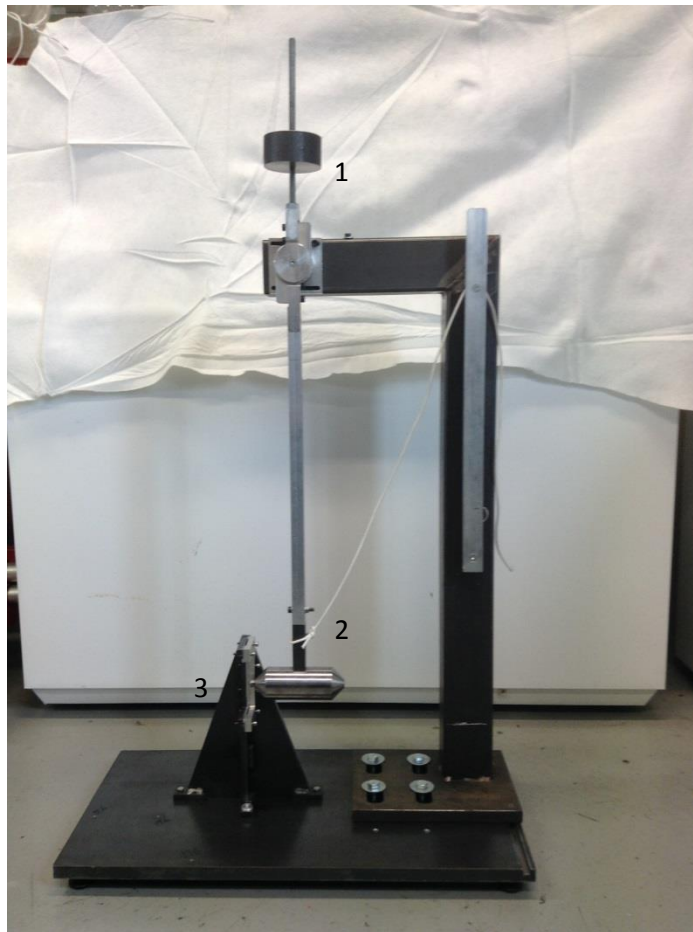


Fig 5.1 *Pendolo di Charpy*

Tale tipo di impact tester è costituito da un'asta, a cui è collegato l'impattatore (particolare 2 della figura 5.1); mentre nella parte superiore, è collegato un contrappeso (particolare 1 Fig 5.1) che garantisce l'equilibrio dell'asta. Il particolare 3 indica la zona dove viene fissato il provino per poi essere impattato. Prima di procedere alla fase di impatto, è opportuno

verificare che l'asta e il piano, su cui è appoggiata la struttura del pendolo, siano perfettamente perpendicolari e in piano con il terreno. È stato dimostrato sperimentalmente che gli impatti eseguiti col pendolo di Charpy sono gli stessi effettuati con quelli della Drop weight tower (vedi figura 5.2), con le uniche differenze che il pendolo risulta più facile da realizzare ed ha costi minori. Per far sì che si abbiano risultati simili a quelli della Drop tower, è fondamentale avere un impatto perpendicolare al provino. Per realizzare un impatto di circa 3J, è stato studiato, a livello teorico, con il *principio della conservazione dell'energia*, l'inclinazione dell'asta per generare tale energia. Dai risultati ottenuti, si ha che l'asta deve essere inclinata di 45° (misurata tramite un goniometro), dato che l'impattatore ha un peso di 1817.4g.



Fig 5.2 Drop weight tower e test machine [13]

Col pendolo di Charpy sono stati impattati quattro dei sei provini, tra i quali due HC3 e due HC5, mentre sono stati tenuti come riferimento i rimanenti HC3. Tra i quattro provini impattati, solo uno ha presentato una cricca

verticale a seguito dell'impatto come si vede dalla figura 5.3a. Per quanto riguarda il comportamento degli altri tre provini all'impatto, non si hanno danni visibili in prossimità del punto di impatto.



Fig 5.3a Provino HC3_2 con formazione di cricca (in rosso evidenziata la cricca)

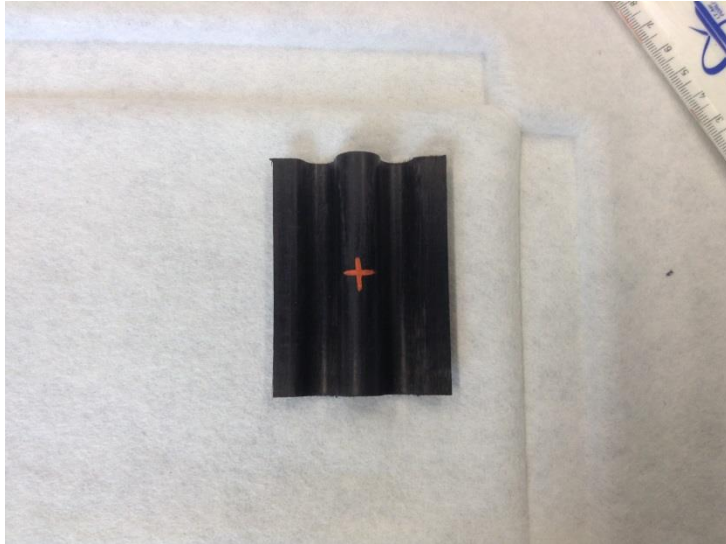


Fig 5.3b *HC3_1 Pre-impatto*



Fig 5.3c *HC3_1 Post-impatto*



Fig 5.3d *HC5_1 Pre-impatto*



Fig 5.3e *HC5_1 Post-impatto*

5.2 Test di compressione

Ultima fase della sperimentazione è consistita nei test a compressione dei provini come mostrato nella figura 5.4. Attraverso tali test è possibile estrapolare il comportamento dei provini, osservando quali, dopo l'innesco del trigger, cedono gradualmente.



Fig 5.4 *Provino sottoposto a compressione*

Il provino prima di essere posto a compressione, deve essere ben posizionato, come si vede nella figura 5.4, in modo che l'azione del carico passi per l'asse centrale del provino, evitando problemi di asimmetria. Rispetto a un tester dinamico, il cui impatto avviene ad alta velocità, il tester a compressione utilizzato è caratterizzato da una velocità di compressione di circa 0,83 mm/sec, che rende questa prova quasi-statica.

CAPITOLO 6

RISULTATI DELLE PROVE

Di seguito verranno illustrati i risultati ottenuti dai test di *crashworthiness* dei provini. La serie testata, è costituita da quattro provini, due HC3 (con tre ripetizioni sinusoidali semi-circolari e due HC5 (con 5 ripetizioni semi-circolari) precedentemente impattati col pendolo di Charpy, e due HC3 tenuti come riferimento (Fig 6.1).



Fig 6.1 *Provini HC3 e HC5*

I dati sono stati ottenuti direttamente dalla macchina di prova, e sono racchiusi in tabelle tempo-carico-corsa_pistone-deformazione. Tale tipo di dati, possono essere utilizzati per estrapolare diagrammi carico-spostamento. In aggiunta, è possibile calcolare l'energia totale assorbita fino ad un dato istante (EA) integrando opportunamente la curva di carico fino al punto desiderato, infine risulta facile ottenere l'energia specifica assorbita, ottenuta tramite la formula $SEA=EA/A*L*Q$ (EA è l'energia assorbita, A area di base

del provino, L altezza di provino schiacciato e ρ densità del materiale). I risultati presentati di seguito, includono quindi i diagrammi di carico-spostamento e EA-Corsa ed SEA-Corsa.

6.1 HC3-1

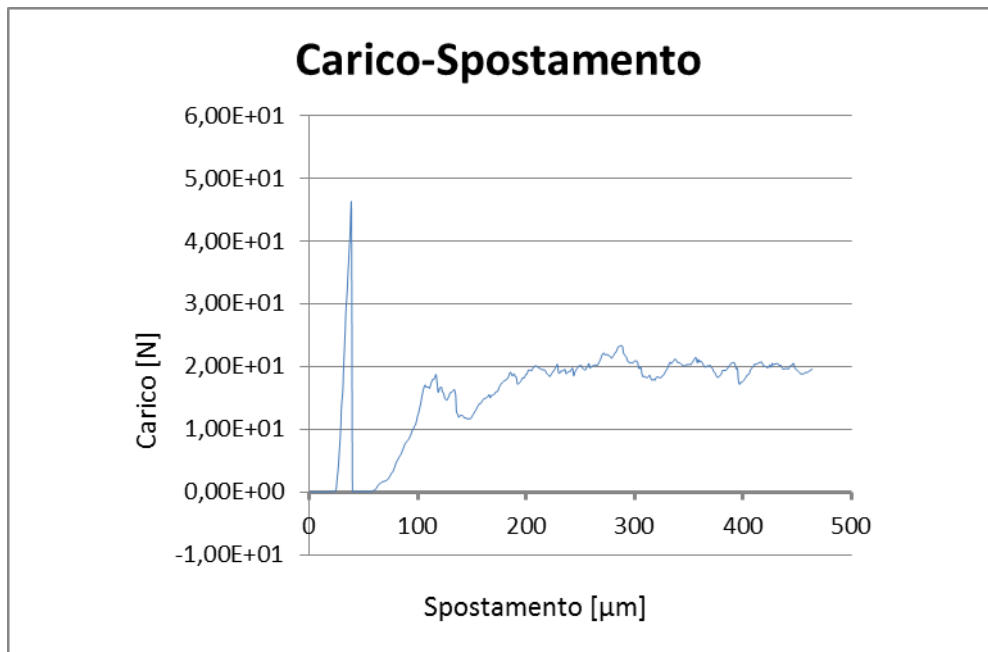


Fig 6.2 *Grafico carico-spostamento provino HC3-1*

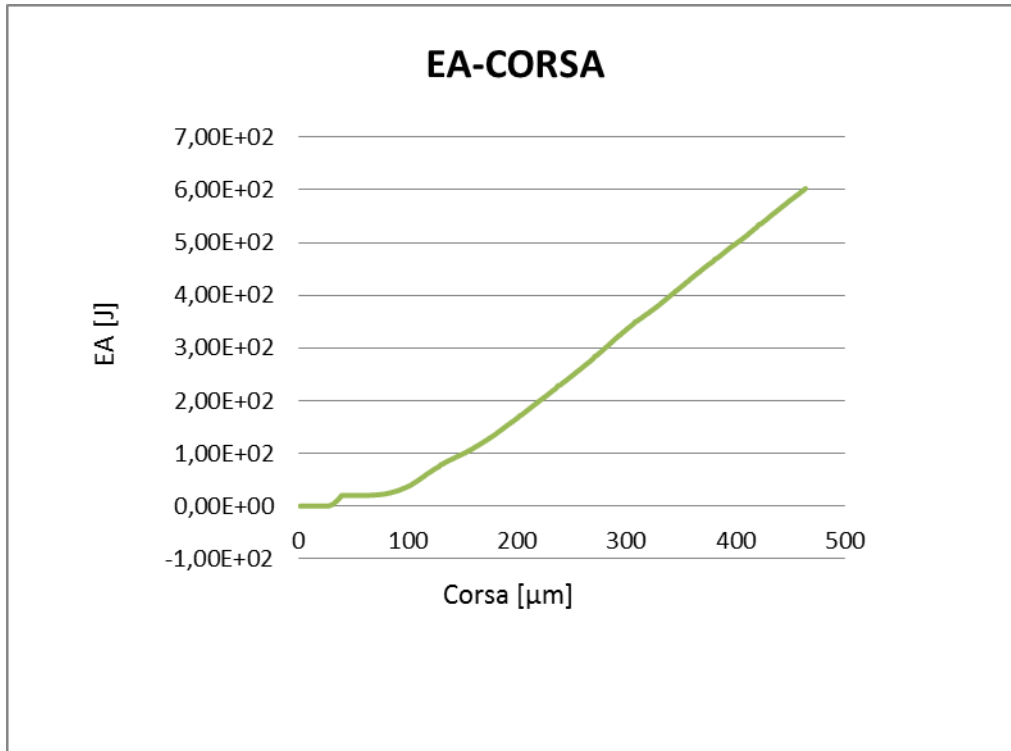


Fig 6.3 Grafico EA-Corsa provino HC3-1

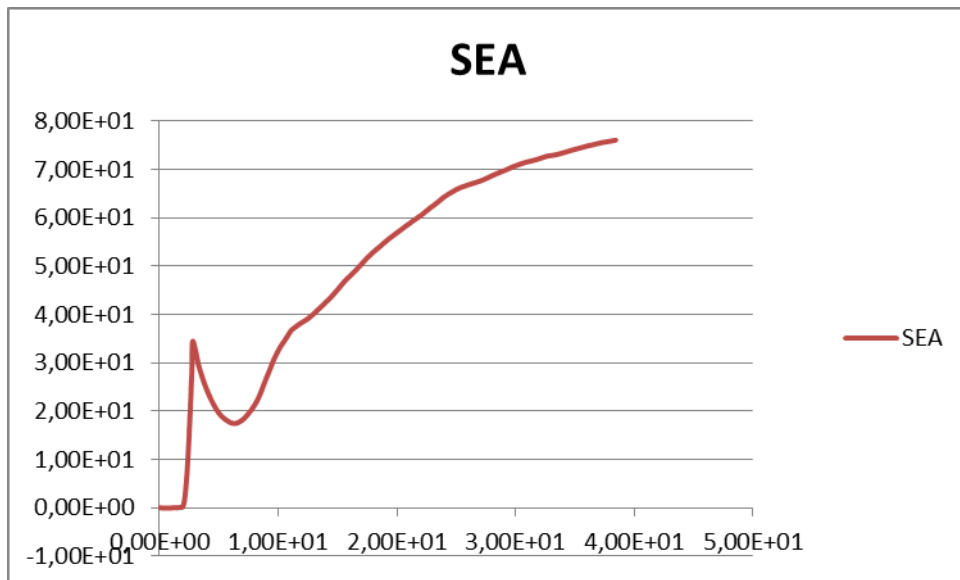


Fig 6.4 Grafico SEA-Corsa provino HC3-1



Fig 6.5 *Provino HC3-1*

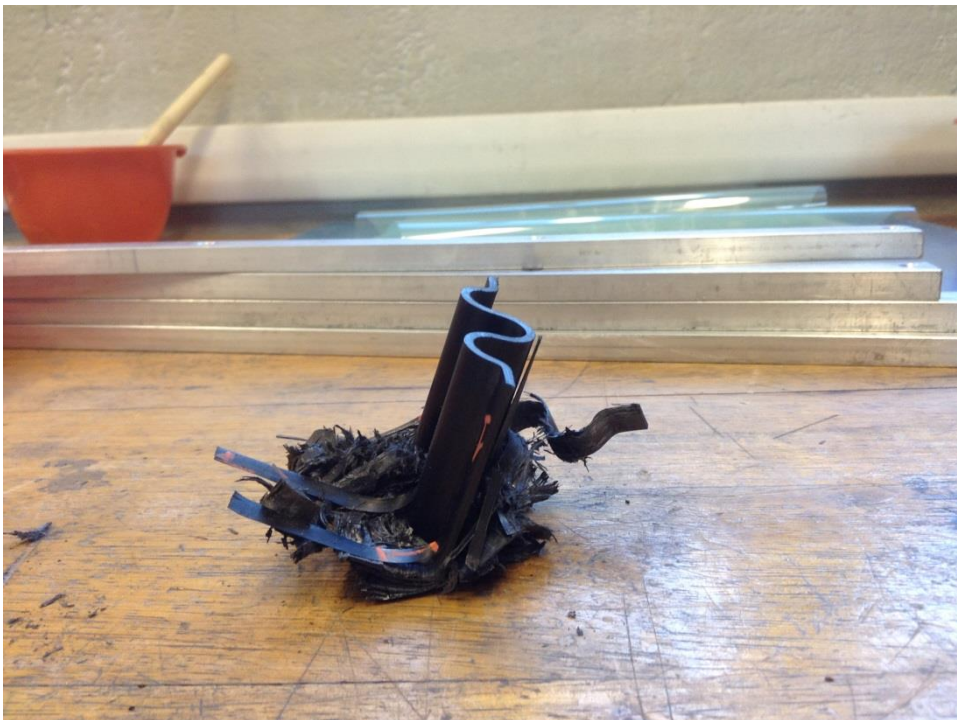


Fig 6.6 Vista frontale provino HC3-1

Dal grafico *carico-spostamento* si può osservare, che raggiunto il picco massimo della forza, si ha un crollo istantaneo del valore del carico. Questa

repentina riduzione del carico è dovuta all'innescò del trigger, il quale dopo essersi rotto, porta la curva a salire per poi stabilizzarsi attorno a un valore di carico. Questo significa che il provino dopo l'innescò ha un cedimento progressivo. Dal grafico EA-corsa si vede che dopo un piccolo intervallo (dove si ha la rottura del trigger) la curva tende a salire, mantenendo un andamento lineare e raggiungendo alti valori di energia assorbita.

6.2 HC3-2

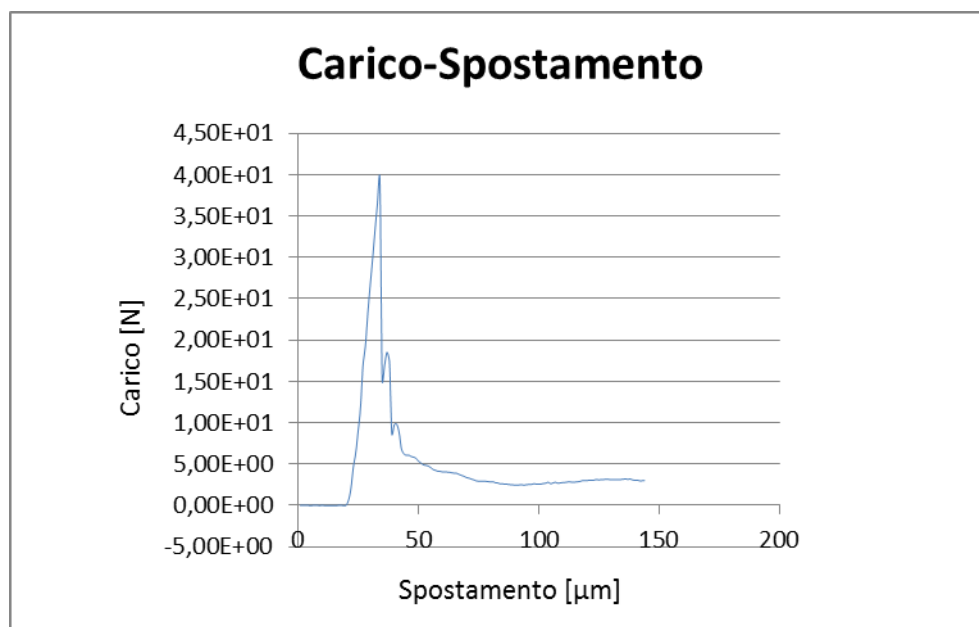


Fig 6.7 *Grafico Carico-spostamento provino HC3-2*

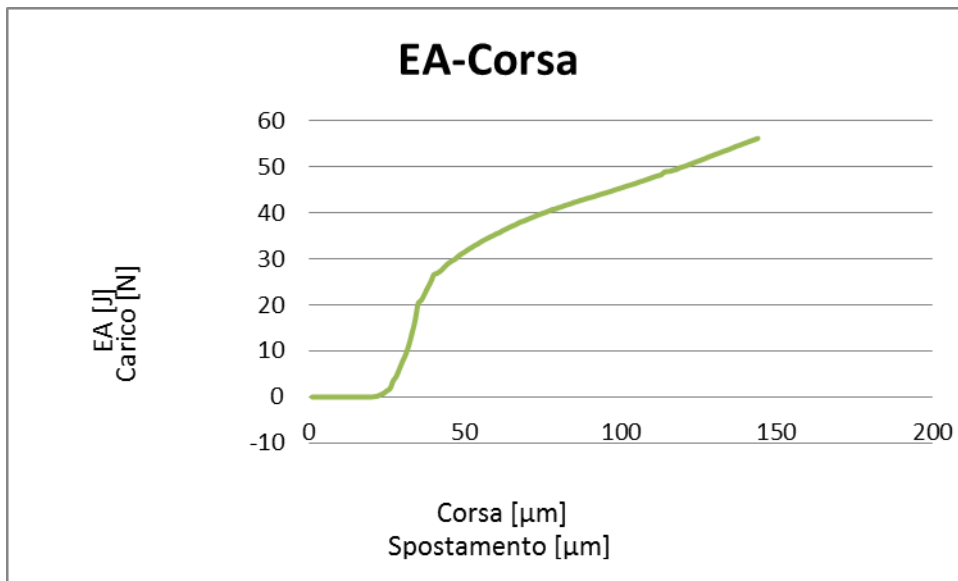


Fig 6.8 *Grafico EA-corsa provino HC3-2*

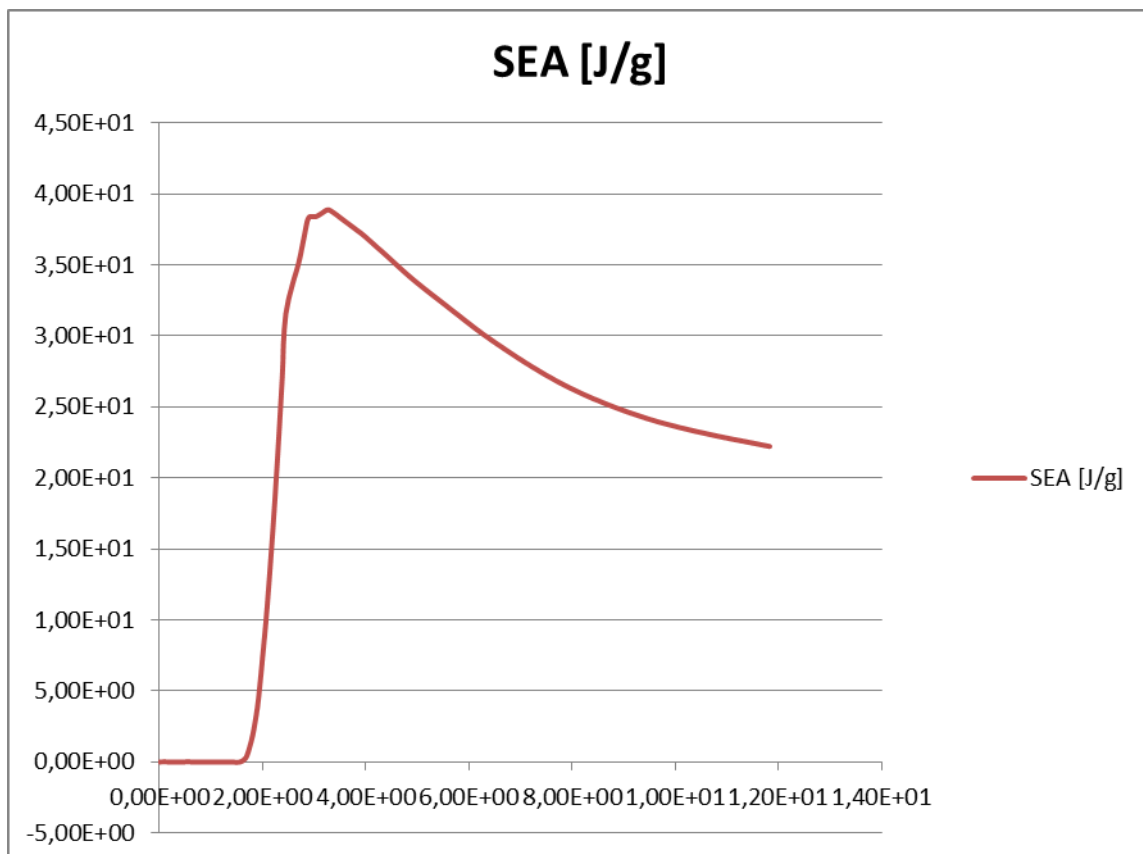


Fig 6.9 *Grafico SEA-Corsa provino HC3-2*



Fig 6.10 *Top View Provino HC3-2*



Fig 6.11 *Vista frontale provino HC3-2*

Dal grafico carico-spostamento, si può notare come, rispetto al provino precedente, la curva, dopo l'innesco del trigger, anziché risalire e stabilizzarsi ad alti valori di carico, rimane ancorata a bassi valori. Questo

indica che il provino, dopo aver assorbito il carico massimo, ha ceduto, andando a spaccarsi, come si vede nella figura 6.8 e 6.9. Il cedimento verificatosi in questo caso è di tipo catastrofico.

6.3 HC5-1

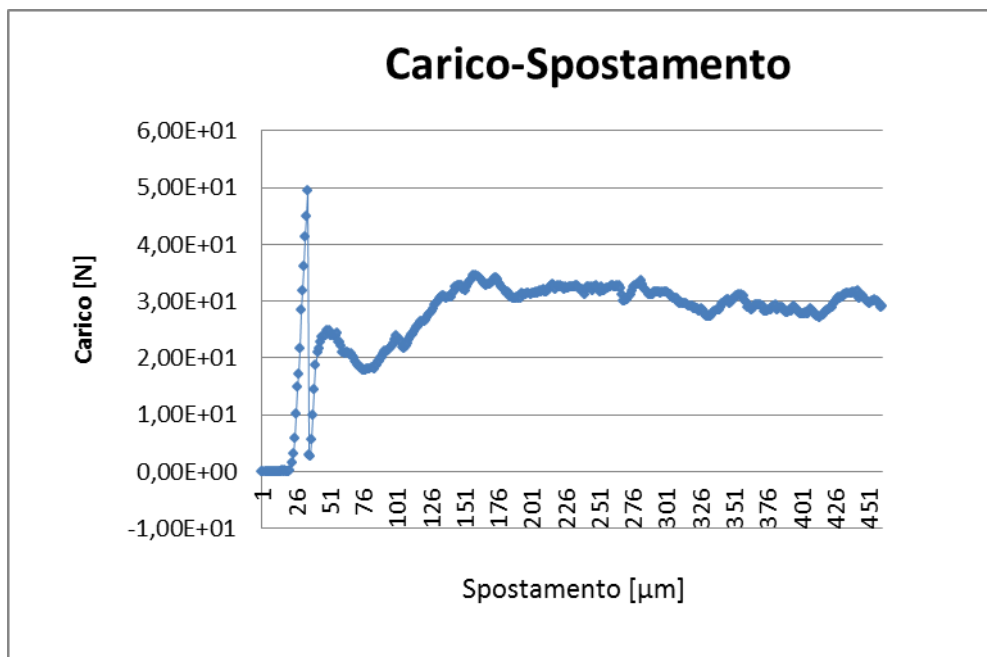


Fig 6.12 *Grafico carico-spostamento provino HC5-1*

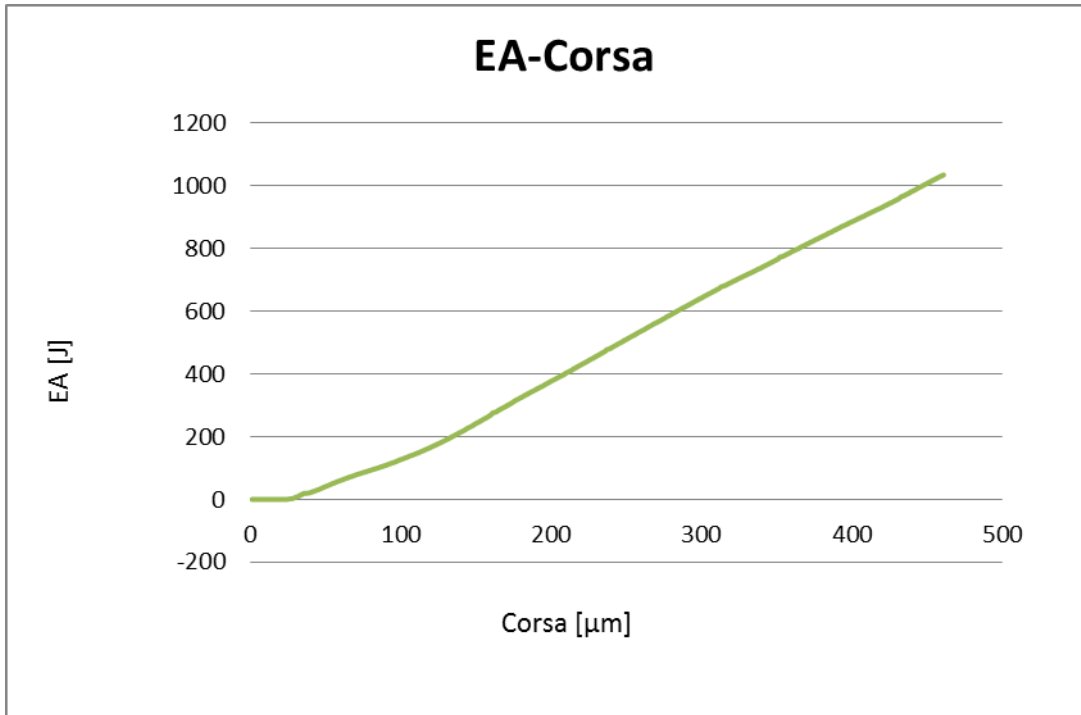


Fig 6.13 *Grafico EA-corsa provino HC5-1*

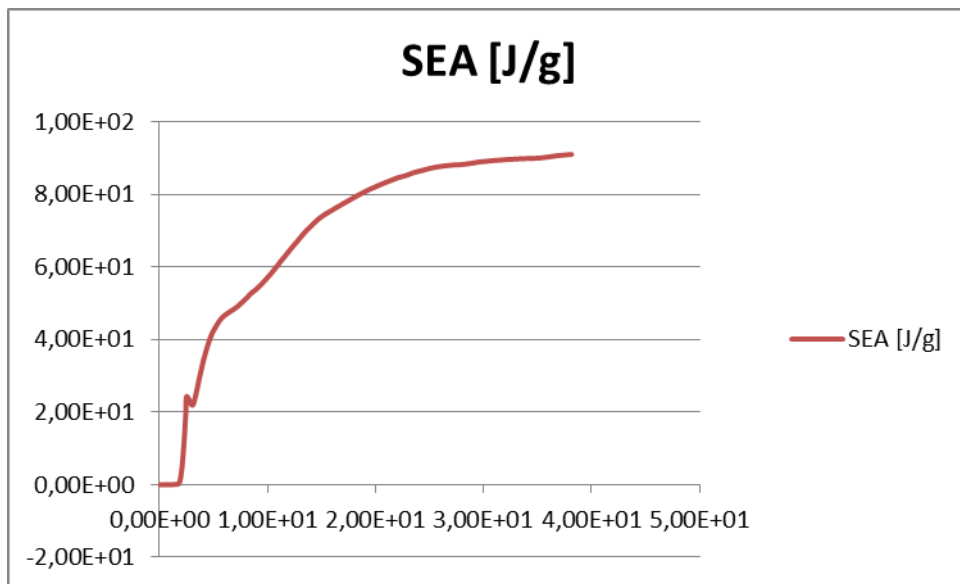


Fig 6.14 *Grafico SEA-Corsa provino HC5-1*



Fig 6.15 *Top view provino HC5-1*



Fig 6.16 *Bottom view provino HC5-1*

Dal grafico carico-spostamento si vede che dopo l'innesco del trigger, la curva va a stabilizzarsi attorno ad alti valori di carico e, da come si osserva

nel grafico EA-corsa, il provino assorbe in modo graduale l'elevata energia a cui è sottoposto, consentendo la rottura progressiva del provino stesso.

6.4 HC5-2

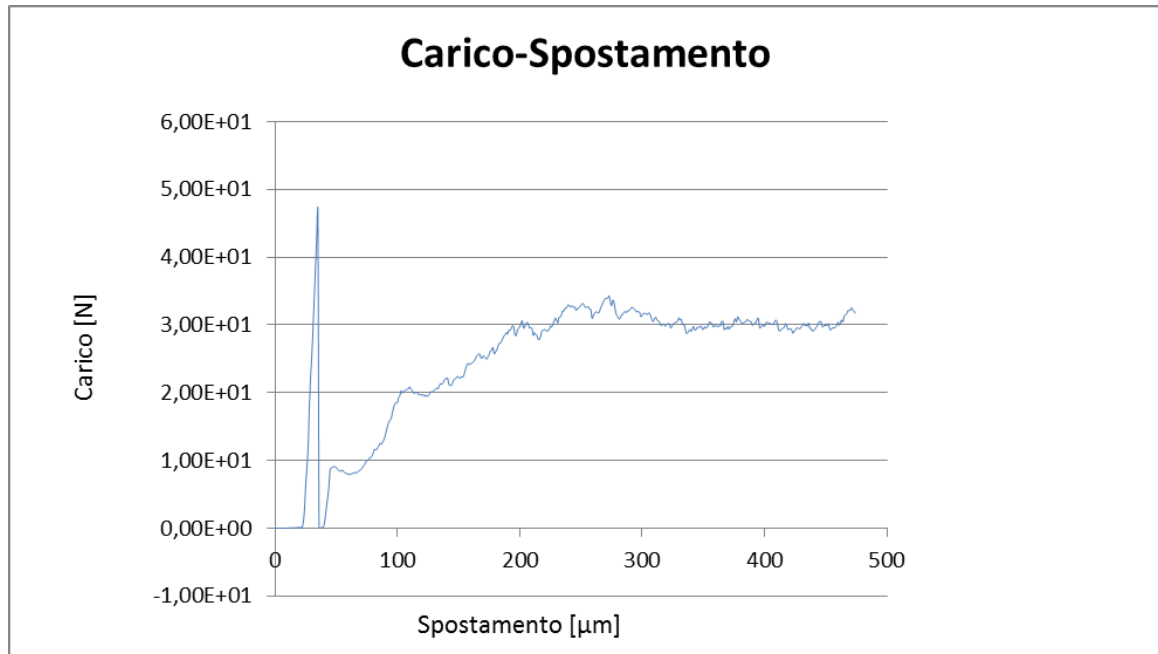


Fig 6.17 *Grafico Carico-spostamento provino HC5-2*

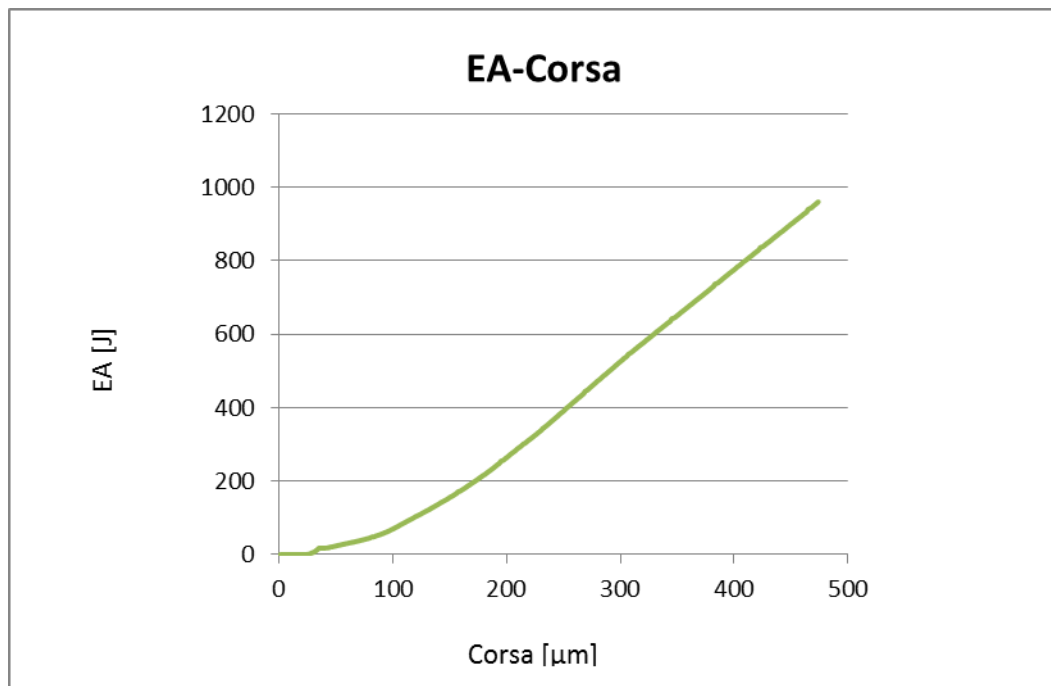


Fig 6.18 *Grafico EA-corsa provino HC5-2*

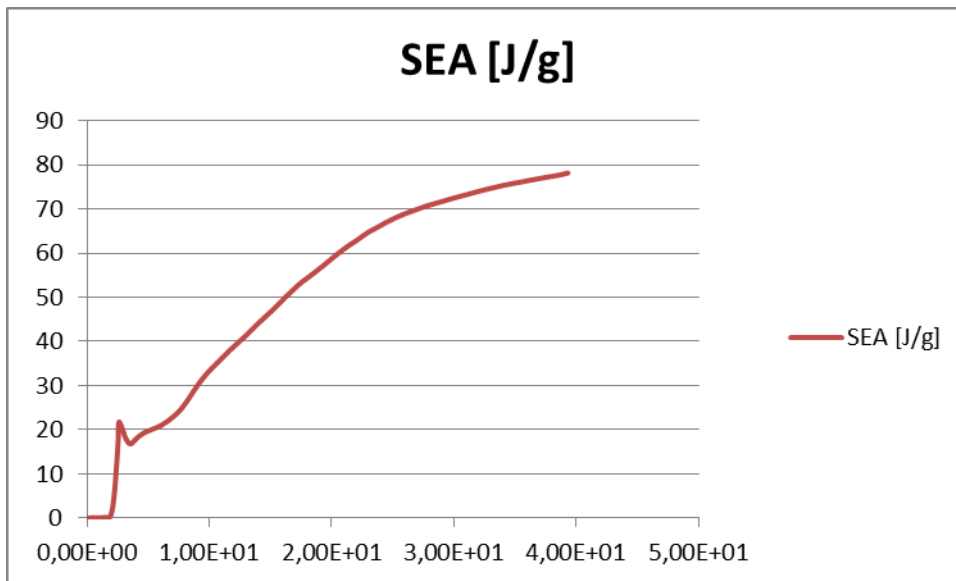


Fig 6.19 *Grafico SEA-Corsa provino HC5-2*



Fig 6.20 *Bottom view provino HC5-2*



Fig 6.21 *Top view provino HC5-2*

Anche in questo caso, nel grafico carico-spostamento si vede che dopo l'innesco del trigger, il provino si stabilizza attorno ad elevati valori di carico, ed ha assorbito elevata energia, andando a collassare progressivamente.

6.5 HC3-1P (Provino non impattato)

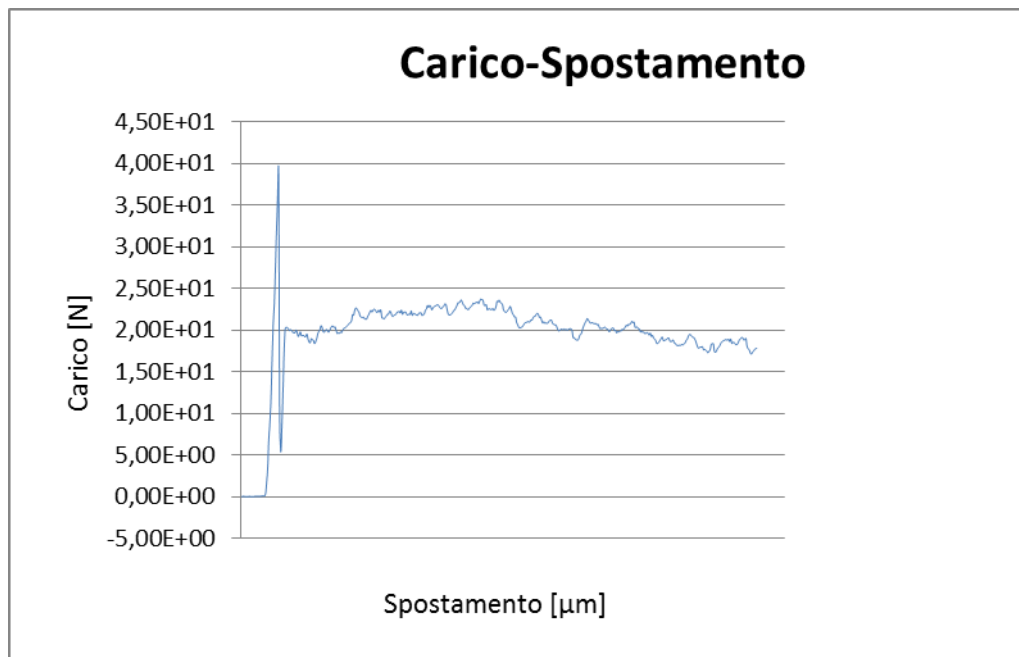


Fig 6.22 Grafico Carico-spostamento provino HC3-1P

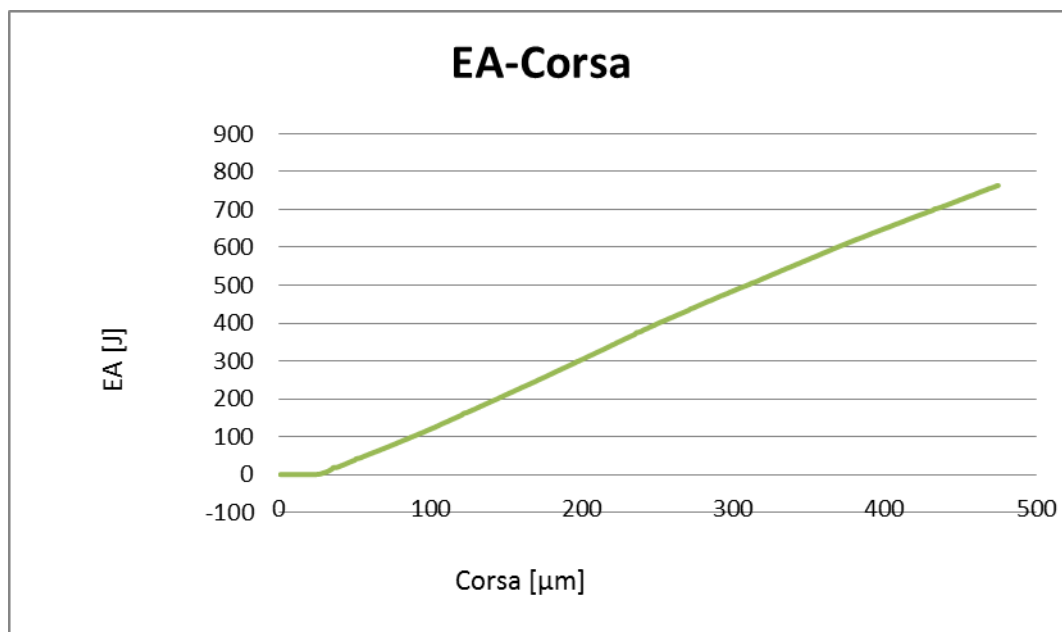


Fig 6.23 Grafico EA-corsa provino HC3-1P

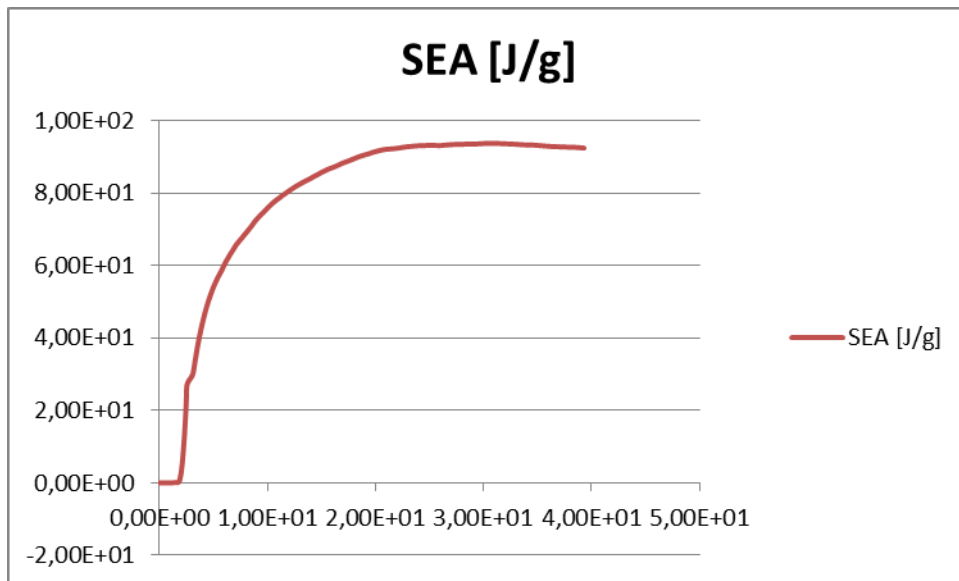


Fig 6.24 *Grafico SEA-Corsa provino HC3-1P*

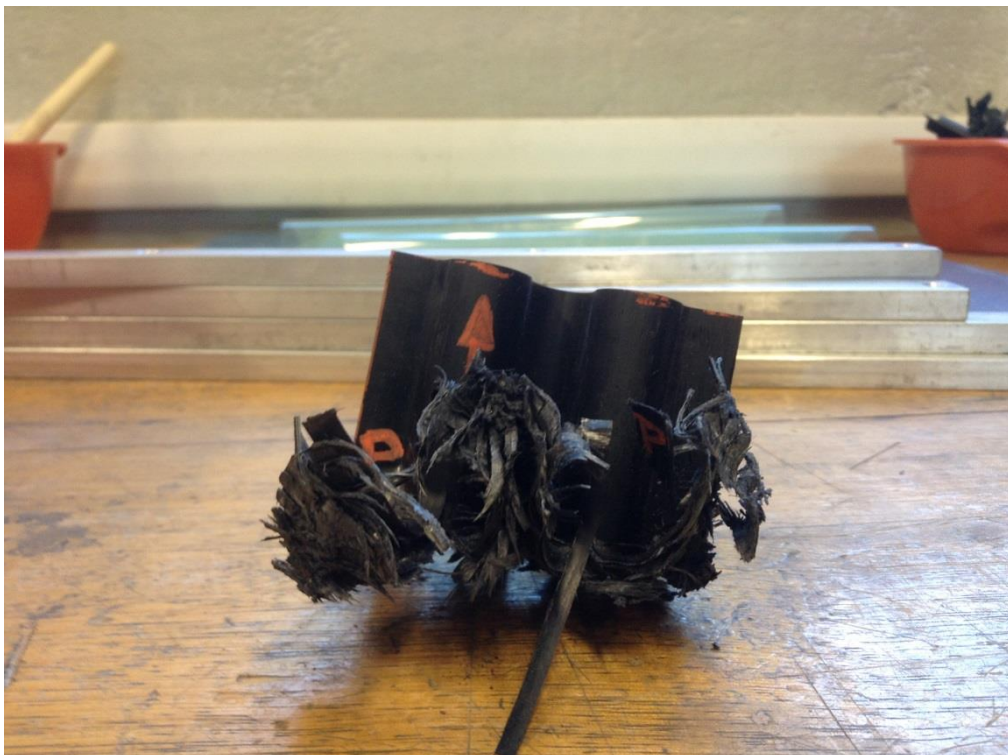


Fig 6.25 *Vista laterale provino HC3-1P*



Fig 6.26 *Top view provino HC3-1P*

Si nota, nel grafico carico-spostamento, che dopo l'innescò del trigger, la curva si stabilizza attorno ad alti carichi, ma con valori piú bassi rispetto ai precedenti. Ma dal grafico EA-corsa si vede comunque, che il provino assorbe adeguatamente l'energia a cui è sottoposto, andando a sgretolarsi gradualmente. Nonostante tutto, però, tale provino, anziché cedere nella parte inferiore, dove è posizionato il trigger, ha ceduto nella parte opposta, quella superiore. Questo comportamento è dovuto probabilmente ad un errore di laminazione durante la stesura delle lamine.

6.6 HC3-2P (provino non impattato)

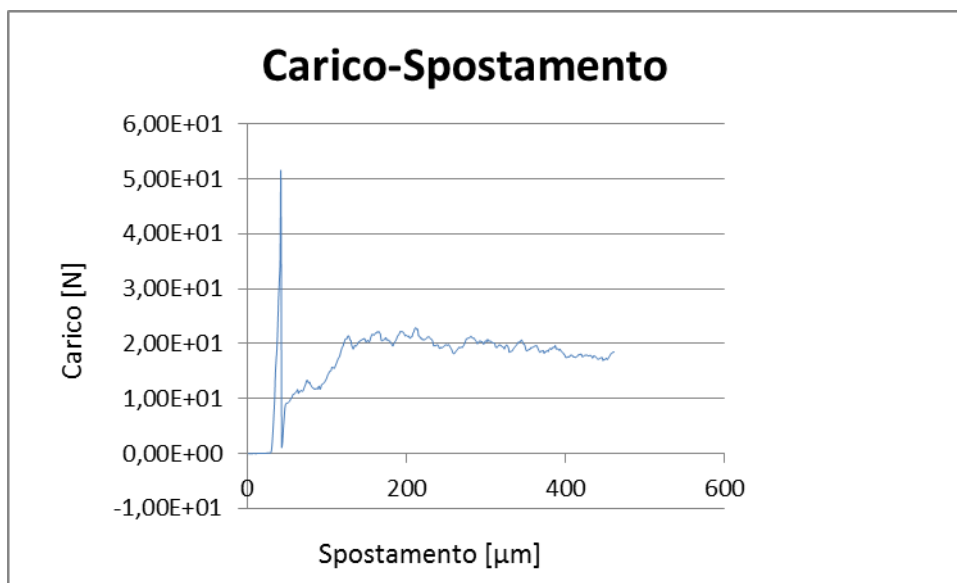


Fig 6.27 Grafico Carico-spostamento provino HC3-2P

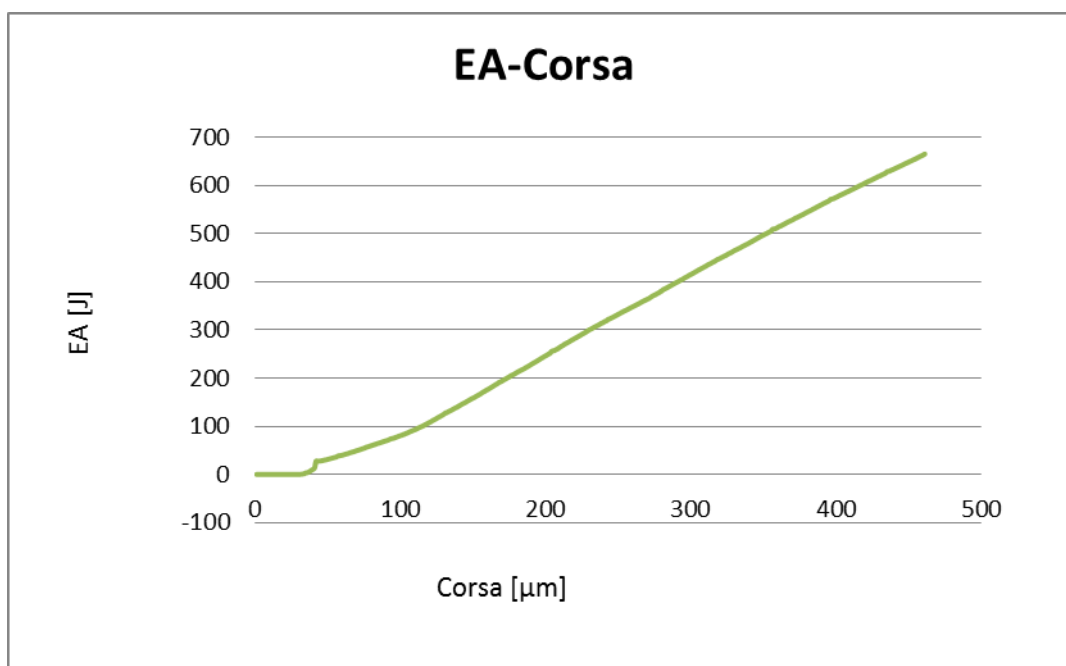


Fig 6.28 Grafico EA-corsa provino HC3-2P

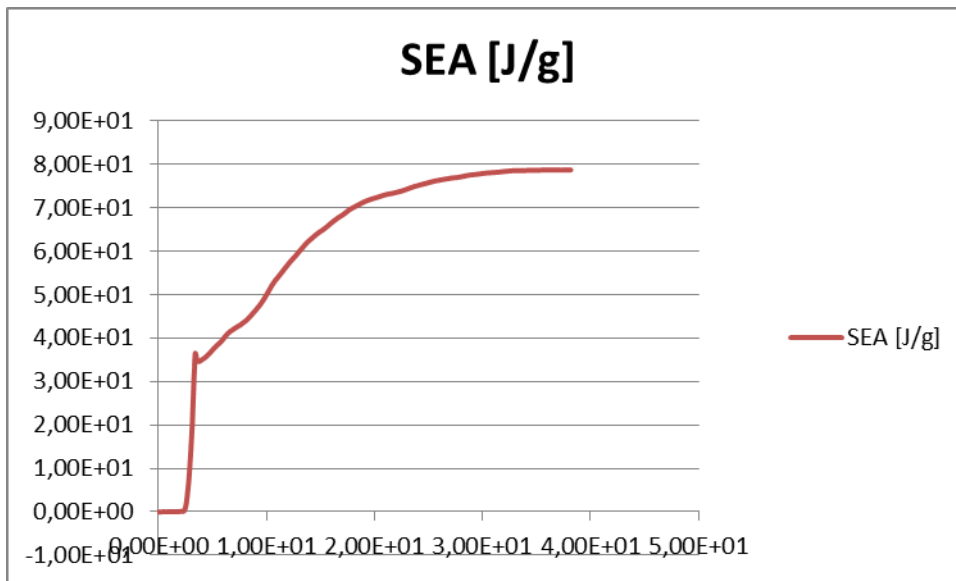


Fig 6.29 *Grafico SEA-Corsa provino HC3-2P*



Fig 6.30 *Top view provino HC3-2P*



Fig 6.31 *Vista frontale provino HC3-2P*

Dai grafici, si è osservato che, raggiunto il massimo valore di carico, e dopo l'innescò del trigger, il carico si stabilizza attorno a un valore costante, minore rispetto ai precedenti provini impattati. Dal grafico EA-corsa, il provino assorbe bene l'energia, infatti la curva ha un andamento lineare, ottenendo quindi una rottura progressiva del campione.

CONCLUSIONI

Lo scopo della tesi era di valutare il comportamento a crash di provini impattati e non. Dai risultati ottenuti si è visto che l'impatto con energia 3Joule, non va a modificare drasticamente la resistenza del materiale, infatti durante il crash i provini hanno assorbito adeguatamente l'energia cedendo in modo graduale, ed era proprio quello che ci aspettavamo. Del resto, è risultato che dopo l'impatto, su un provino si è generata una cricca. Questo ha fatto sì, che durante il carico, a cui è stato sottoposto, anziché cedere gradualmente e iniziare a rompersi dove avevamo posizionato il trigger, il provino è crollato improvvisamente, ottenendo un cedimento di tipo catastrofico. Tale tipo di rottura, risulta, per la progettazione a crashworthiness problematica. Dalla campagna sperimentale, si è visto infine come un eventuale errore nella stesura delle lamine, o nella formazione di bolle all'interno del pezzo, possa andare a influire sul comportamento a crash del provino. Questo ha portato il provino, nonostante il cedimento graduale, a cedere, anziché dove era stato posizionato il trigger, nella parte superiore.

Sviluppi futuri

In un futuro prossimo, presso i laboratori didattici della scuola, si avrà modo di valutare l'influenza dell'invecchiamento termico su provini che hanno subito impatti e non, per vedere come variano le caratteristiche meccaniche del composito, valutarne il valore dell'energia oltre il quale si avrebbe una riduzione significativa della resistenza del materiale. Si è infatti visto che l'energia con la quale sono stati impattati i provini, è risultata quasi impercettibile durante l'impatto. Dagli studi che saranno effettuati, sarà anche previsto uno studio di ottimizzazione delle strutture a crashworthiness sui velivoli commerciali.

BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

- [1] G. Caligiana - Cesari, *I materiali compositi*, Pitagora Ed. Bologna.
- [2] http://it.wikipedia.org/wiki/Materiale_composito,
http://it.wikipedia.org/wiki/Fibra_di_carbonio
- [3] L. Arcangeli, *Determinazione del comportamento a crashworthiness di laminati in composito con differenti sequenze di sostituzione*, Tesi di Laurea, Università di Bologna, Seconda Facoltà di Ingegneria (a.a. 2009/2010).
- [4] C. Scarponi, C. Andreotti, *Tecnologie delle costruzioni aerospaziali – Compositi Parte 1*, Università di Roma.
- [5] MIL-HDBK-17-3F, *Crashworthiness and energy management*, vol. 3, chapter 14.
- [6] S. Cauchi Savona, P. J. Hogg, *Investigation of plate geometry on the crushing of flat composite plates*, Department of Materials, Queen Mary, University of London.
- [7] J. J. Carruthers, A. P. Kettle, A. M. Robinson, *Energy absorption capability and crashworthiness of composite material structures: a review*, Applied Mechanics Reviews, vol. 51, n°10 (1998).
- [8] G. L. Farley, R. M. Jones, *Energy-absorption capability of composite tubes and beams*, PhD Thesis, NASA, Langley Research Center (1989).
- [9] P. Feraboli, F. Garattoni, *Development of a test method for composite materials energy absorption: corrugated specimens*, Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii (2007).
- [10] F. Garattoni, *Crashworthiness and composite materials: development of an experimental test method for the energy absorption determination and*

implementation of the relative numerical model, PhD Thesis, Università di Bologna (2011).

[11] F. Garattoni, G. Molinari, E. Troiani, *Development of a reliable test to support and validate a numerical model of progressive damage for composite materials*

[12] F. Garattoni, *Crashworthiness and composite materials: development of an experimental test method for the energy absorption determination and implementation of the relative numerical model*, PhD Thesis, Università di Bologna (2011).

[13] Joshua M. Duell, *Impact Testing of Advanced Composites*

NOTE

[1] Amorfo: quando non c'è ordine a lungo raggio nelle posizioni degli atomi o delle molecole che costituiscono il materiale.

[2] Creep: scorrimento viscoso, ed è la deformazione di un materiale sottoposto a sforzo costante che si verifica nei materiali mantenuti per lunghi periodi ad alta temperatura.