

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe LM 20

TESI DI LAUREA

in Strutture e Materiali Aerospaziali LM

**Valutazione numerica del comportamento di materiali
compositi sottoposti ad impatti "near edge"**

CANDIDATO
Davide Donati

RELATORE
Enrico Troiani

CORRELATORE
Maria Pia Falaschetti

Anno Accademico 2015/2016
Sessione III

Sommario

Il sempre maggior ricorso dei materiali compositi nel settore dell'aerospazio è oramai un dato di fatto. I pregi di questi materiali rispetto alle più classiche leghe metalliche, in termini di rapporti specifici resistenza/peso, sono ben noti. Tuttavia il loro utilizzo pratico rimane ancora piuttosto "recente" e mentre per le leghe metalliche si conosce pressoché qualsiasi aspetto chimico meccanico, per cui è possibile progettare in un'ottica di *damage tolerance* ben collaudata, lo stesso non si può ancora dire per i materiali compositi.

Un esempio di cronaca eclatante come l'incidente occorso allo space shuttle Columbia il 1° febbraio 2003, ci fa ben capire l'importanza di perfezionare le tecniche di previsione del danneggiamento e manutenzione necessaria, quando si opera con questi materiali innovativi. In quell'occasione infatti, durante la fase di lancio, un filmato ad altissima risoluzione rilevò che un pezzo di schiuma isolante, caduto dal serbatoio esterno 81,9 secondi dopo il lancio, impattò contro l'ala sinistra della navicella vicino ai pannelli RCC (Reinforced Carbon-Carbon). Questo fatto fu allora trascurato, essendo stato ritenuto un impatto innocuo per la struttura che non riportava un danneggiamento visibile. Ebbene durante le operazioni di rientro e atterraggio del vettore, quando il calore sviluppato dall'attrito con l'aria superò i 1.500 °C, il pannello impattato cedette e lo space shuttle cominciò a disgregarsi nei cieli del Texas. Quel giorno morirono i sette membri dell'equipaggio; tutti astronauti esperti. Quell'impatto inizialmente ritenuto trascurabile a causa della sua bassa energia, causò una delaminazione interna al materiale che costituiva il rivestimento dell'ala e ad un conseguente drastico calo delle sue performance in termini di resistenza che purtroppo si rilevò fatale.

In questo elaborato di tesi ho cercato di sviluppare un modello agli elementi finiti che ricrei l'impatto di un corpo su di un provino in laminato di fibra di carbonio. Per ottenere il risultato finale, mi sono basato su un modello preliminarmente elaborato in un progetto di tesi simile, riproducendo però l'esperimento condotto da laureandi della triennale, che hanno utilizzato il pendolo di Charpy, opportunamente modificato, per ottenere degli impatti laterali. Nello specifico ho valutato da un punto di vista qualitativo, l'effetto che un impatto a bassa energia può avere in punti diversi di un pannello, per cercare di capire l'influenza della vicinanza del bordo sull'estensione del danno provocato.

Indice

1. CFRP e problematiche relative agli impatti.....	3
1.1 Fibre di carbonio.....	6
1.2 Matrice termoindurente.....	8
1.3 Impatti sui materiali compositi.....	11
2. Realizzazione degli impatti.....	17
3. Modello di zona coesiva.....	25
4. Modelli FEM di impatto centrale e “near edge”	31
5. Risultati delle simulazioni.....	43
5.1 Impatto centrale.....	43
5.2 Impatto in prossimità del bordo.....	56
5.3 Confronto tra i risultati dei modelli.....	66
Conclusioni e sviluppi futuri.....	73
Bibliografia.....	75
Elenco delle figure.....	77
Elenco delle tabelle.....	81

Capitolo 1 [1] [2] [3] [4] [5]

CFRP e problematiche relative agli impatti

Per materiale composito si intende un materiale polifasico, formato cioè da componenti con caratteristiche differenti. È dato dalla combinazione di due o più materiali, generalmente distinti in rinforzo e matrice. L'unione delle fasi permette di ottenere un materiale con proprietà fisiche e chimiche superiori a quelle dei singoli costituenti (Fig. 1.1). Un esempio di materiale composito, individuabile in natura, è il legno, il quale risulta essere formato da fibre di cellulosa immerse in una matrice di lignina.

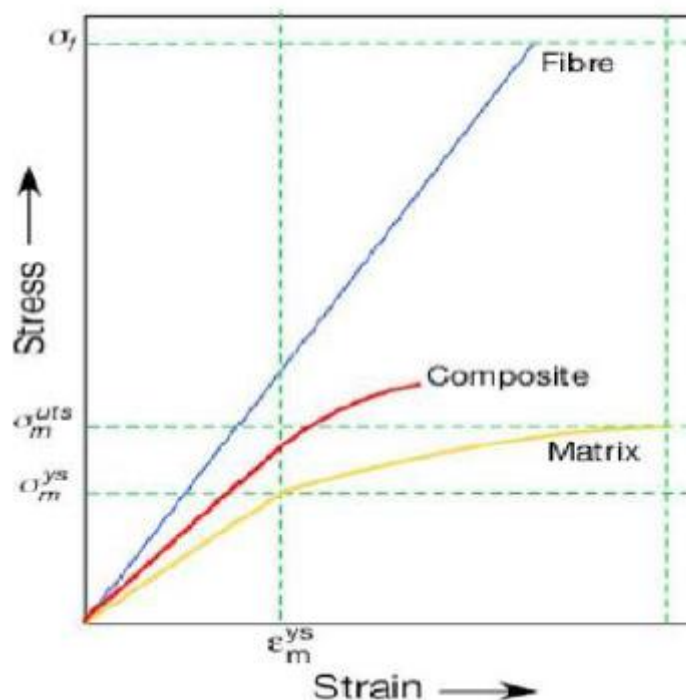


Fig. 1.1 : Relazione tensione-deformazione di un generico materiale composito

Tra i principali motivi dell'impiego del composito si hanno le elevate prestazioni che quest'ultimo garantisce e la crescente richiesta, da parte del mercato soprattutto

aerospaziale e automotive, di componenti aventi elevata leggerezza. Questo materiale può infatti potenzialmente sostituire l'acciaio e l'alluminio; in molti casi fornendo anche migliori prestazioni. L'utilizzo dei materiali compositi al posto dell'acciaio comporta inoltre, una riduzione di peso intorno al 60-80%, mentre per l'alluminio si ha una riduzione tra il 20 e il 50%.

Perciò tra i principali vantaggi che il composito garantisce, rispetto ai tradizionali materiali di impiego ingegneristico, abbiamo:

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

Per contro tra gli svantaggi di questi materiali abbiamo il costo piuttosto elevato, tra le 5 e 20 volte superiore a quello dell'acciaio e dell'alluminio per lo stesso peso e soprattutto una minore disponibilità di materiale informativo sulle caratteristiche rispetto ai metalli. Quest'ultimo aspetto, in particolare legato al *damage tolerance*, fa capire perché a tutt'oggi non sia spesso conveniente l'utilizzo massiccio dei compositi al posto delle leghe metalliche.

Una prima classificazione dei materiali compositi, può essere effettuata in base alla dimensione della fase di rinforzo in:

- Compositi particellari, rinforzati con particelle o microsfele, la cui funzione è quella di ridurre la quantità di matrice impiegata e, di conseguenza, il peso del sistema matrice;
- Compositi fibro-rinforzati, in cui la fase dispersa è costituita da fibre (continue o corte) che costituiscono l'elemento resistente del materiale composito, oltre a determinare le proprietà elettriche e i coefficienti di espansione termica (Fig. 1.2).

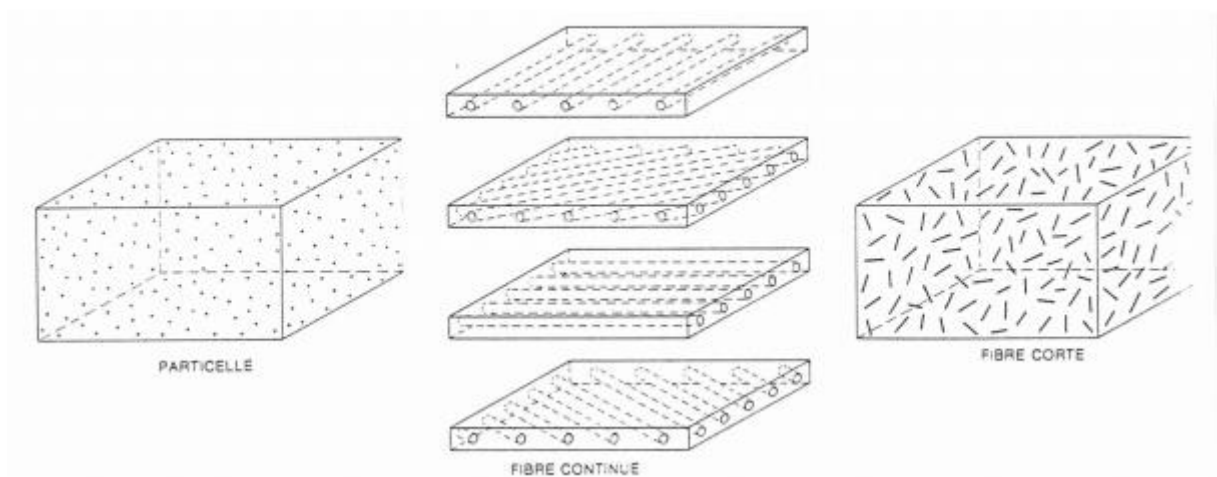


Fig. 1.2: Compositi particellari e fibrosi

Nel presente elaborato ci si concentrerà sui compositi fibrosi ed in particolare sui CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer), essendo la tipologia di compositi riprodotta nel modello e oggetto di studio. I CFRP sono materiali compositi costituiti da una matrice polimerica ed un rinforzo in fibra di carbonio.

Vediamo ora nel dettaglio le singole fasi.

1.1 Fibre di carbonio

Le fibre di carbonio sono caratterizzate da elevate caratteristiche di resistenza e rigidità specifiche e da un costo di produzione piuttosto elevato. Possono venire prodotte a partire da tre differenti precursori, ragione per la quale arrivano ad ottenere caratteristiche meccaniche anche molto diverse tra loro. Tali precursori sono il PAN, il rayon e la pece.

Il PAN (poliacrilonitrile) è un polimero lineare, ottenuto dalla polimerizzazione dell'acrilonitrile, che possiede gruppi di carbonio-azoto (Fig. 1.3).

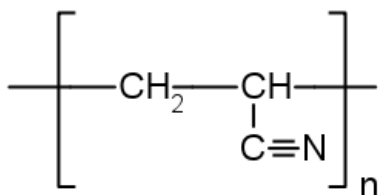


Fig. 1.3: Formula chimica del poliacrilonitrile

Le fibre di poliacrilonitrile vengono portate a temperature relativamente basse (200 - 240°C) in ambiente ossidante e contemporaneamente mantenute in trazione, così da garantire la trasformazione delle catene lineari aperte, in catene che si richiudono in parte su stesse. Viene poi eseguita la procedura di *stabilizzazione*, che limita i fenomeni di rilassamento e di scissione delle catene molecolari. Successivamente, si esegue la *carbonizzazione* in atmosfera inerte ad una temperatura compresa tra i 1000°C e i 1500°C. Durante questa fase viene rimosso l'idrogeno, mentre l'azoto viene sostituito dal carbonio, così da ottenere la formazione di anelli di carbonio, che assumono un ben preciso orientamento. Quest'ultima fase può essere o meno seguita da una *grafitizzazione*, sempre in atmosfera inerte con temperature comprese tra i 2000°C e i 3000°C, dove la fibra assume una struttura cristallina rudimentale.

Un altro precursore da cui si può ottenere questa fibra è il rayon. Si tratta di una fibra ottenuta partendo dalla cellulosa e prodotta tramite filatura. La conversione del rayon (ottenuto dalla cellulosa, trattata con solfato di rame e ammoniaca) in

fibre di carbonio, avviene attraverso una successione di trattamenti termici a differente temperatura. Si esegue la *stabilizzazione* a 400°C, poi la *carbonizzazione* tra 1000°C e 1500°C ed infine si esegue la *grafitizzazione* intorno ai 2000°C-2800°C. Durante il processo di riscaldamento le fibre vengono stirate, così da permettere agli strati di grafite di allinearsi lungo l'asse della fibra; in questo modo si ottengono elevate caratteristiche di rigidità e resistenza.

La pece, residuo della distillazione del catrame o del petrolio, consiste di migliaia di idrocarburi aromatici di peso molecolare da 200 a 800 unità di massa atomica, che formano un sistema con temperature di rammollimento tra 50 e 300°C. La pece viene riscaldata ad una temperatura tra i 400 e 450°C, così da formare una mesofase, ovvero dove i cristalli liquidi hanno un ordine molecolare intermedio tra quello dei cristalli e quello di un liquido. Il carbonio risulta disposto sotto forma di anelli aromatici con gruppi alchilici periferici. La pece fusa viene filata, così da orientare le molecole lungo l'asse delle fibre. In seguito si esegue un termofissaggio a 300°C ed infine una carbonizzazione ed una grafitizzazione tra i 1000° C e i 2000°C.

Le fibre di carbonio assumono caratteristiche differenti a seconda del processo di realizzazione e a seconda del tipo di precursore (Tab. 1.1). Se quest'ultimo viene interrotto successivamente alla fase di carbonizzazione, si ottengono fibre *ad alta resistenza*; se invece si completa il processo con la grafitizzazione si otterranno, a seconda della temperatura raggiunta in questa fase, fibre *ad alto modulo* e fibre *ad altissimo modulo* (Tab. 1.2).

Caratteristica	Fibre da PAN	Fibre da Pece
Tenacità (GPa)	1,8-7,0	1,4-3,0
Modulo Elastico (GPa)	230-540	140-820
Allungamento a rottura (%)	0,4-2,4	0,2-1,3
Densità (g/cm³)	1,75-1,95	2,0-2,2

Tab. 1.1: Confronto tra fibre di carbonio ottenute da PAN e Pece

		Carbonio ad alta resistenza	Carbonio ad alto modulo	Carbonio ad altissimo modulo	Acciaio FeB 44K
Densita'	Kg/m ³	1800	1850	2100	7850
Modulo elastico	GPa	230	400	700	210
Resistenza meccanica a trazione	MPa	5000	3000	1500	540
Deformazione a rottura	%	2.0	0.9	0.3	20
Resistenza specifica	MPa/Kg	2.78	1.62	0.71	0.07

Tab. 1.2: Caratteristiche meccaniche a confronto

1.2 Matrice termoindurente

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

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

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

produzione di calore. E' quindi necessario l'impiego di strutture che provvedano ad un' appropriata dissipazione del calore, evitando eccessivi riscaldamenti che potrebbero provocare effetti indesiderati. La completa polimerizzazione della matrice termoindurente avviene seguendo un processo composto dalle seguenti fasi:

1. *Gelificazione*: fase in cui avviene circa il 70% della polimerizzazione, ottenuta a temperatura ambiente;

2. *Curing*: il polimero viene scaldato sotto pressione al fine di ottenere una buona compattezza nel materiale, assicurando un legame fibra-matrice ottimale; in questa fase si minimizzano le eventuali tensioni residue formatesi nella fase precedente (con conseguente ritiro) a seguito del ciclo termico associato alla polimerizzazione.

3. *Post-curing*: (stadio facoltativo) in questa fase il polimero viene riscaldato ad una temperatura superiore a quella precedente, il che genera un ulteriore indurimento della matrice, ottenendo la completa reticolazione della resina.

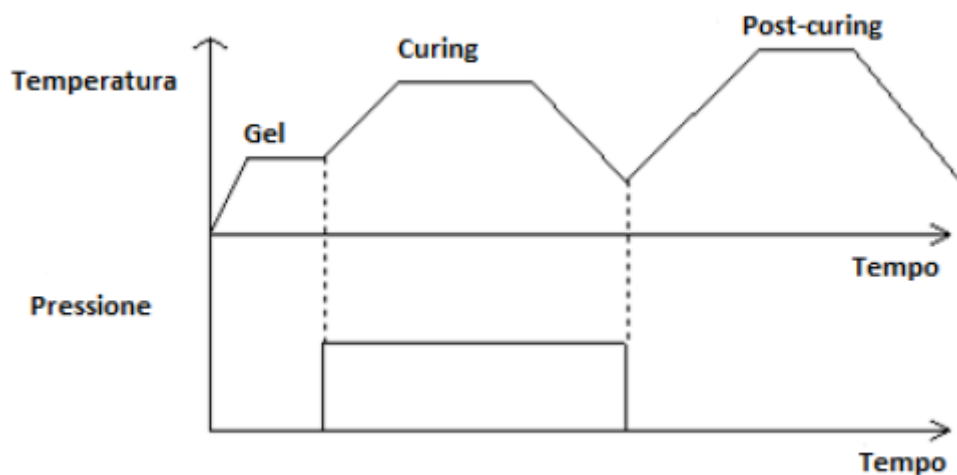


Fig. 1.4: Ciclo termico e di pressione in processo di polimerizzazione

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

Le principali resine termoindurenti sono (Tab. 1.3):

- Resine *epossidiche* hanno le migliori proprietà meccaniche, ottima adesione alle fibre, quindi elevata resistenza alla delaminazione, buona resistenza agli agenti ambientali e corrosivi; basso ritiro e, di conseguenza, bassi valori di sollecitazioni residue e una notevole stabilità termica. Inoltre, hanno il vantaggio di poter essere trattate a temperature e pressioni non elevate. Caratteristica essenziale è la presenza di gruppi epossidici, anelli a tre termini, uno di ossigeno e due di carbonio. La struttura è particolarmente reattiva, poiché l'anello a tre atomi è soggetto ad un forte stato tensionale e tende ad aprirsi. Le resine epossidiche sono costose e, quindi, utilizzate per lo più con fibre di carbonio e aramidiche. Il loro impiego avviene principalmente per applicazioni aeronautiche e aerospaziali. I principali svantaggi che si riscontrano nell'utilizzo della resina epossidica sono: viscosità relativamente elevata, che rende difficoltoso l'annegamento delle fibre nella matrice; costo elevato; bassa temperatura critica.
- Resine *poliestere*, costituite da un poliestere non saturato disciolto in un monomero reagente. Trovano un'ottima applicazione in unione alle fibre di vetro. Hanno un basso costo, bassa viscosità, così da facilitare l'annegamento delle fibre, buona resistenza ad agenti ambientali e corrosivi, breve tempo di polimerizzazione e buone caratteristiche meccaniche. I principali svantaggi sono il debole legame fibra-matrice, la fragilità alle sollecitazioni di taglio e una temperatura massima di esercizio inferiore a quella delle resine epossidiche. Le resine poliestere sono utilizzate in applicazioni ferroviarie, marine, chimiche ed elettriche.
- Resine *fenoliche*, assicurano le stesse proprietà delle resine epossidiche anche ad alte temperature. Sono ottenute dalla reazione del fenolo con la formaldeide in presenza di un catalizzatore acido o alcalino. Hanno lo svantaggio di richiedere un'elevata pressione durante la polimerizzazione. Trovano applicazione nei mezzi in cui è richiesta una certa resistenza al fuoco. Queste resine però sono estremamente pericolose per la salute dell'uomo; esse, infatti, hanno effetti cancerogeni a causa della presenza della formaldeide.

- Resine *viniliche*, presentano le stesse peculiarità delle resine poliesteri, ovvero bassa viscosità e buona resistenza agli agenti corrosivi, ma con un legame fibra-matrice più forte, che garantisce un composito più efficiente in termini di resistenza a fatica e alla frattura. Il costo più elevato rispetto alle resine poliesteri e l'impossibilità di variare le caratteristiche, rendendo tale tipologia di resine poco flessibile e di uso relativamente limitato.

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

Tab. 1.3: Caratteristiche generali delle matrici polimeriche a temperatura ambiente

1.3 Impatti sui materiali compositi

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

Danneggiamenti e degradazioni del materiale possono verificarsi durante la vita di esercizio della struttura in composito. Tipiche cause di tali danni sono: carichi ciclici, forti sbalzi di temperatura e ciò che più ci interessa, gli impatti.

In questa tesi si sono creati due modelli FEM di impatto su materiale composito laminato di tipo CFRP. Nel primo si è simulato un impatto avvenuto al centro del provino, nel secondo invece un impatto avvenuto vicino al bordo. Lo scopo è quello di valutare se la vicinanza del bordo, possa o meno aggravare il formarsi delle delaminazioni all'interno del materiale.

Prima di descrivere nel dettaglio la campagna svolta, è bene focalizzare l'attenzione sul fenomeno dell'impatto e sulle conseguenze che esso genera se applicato ad un materiale composito. In un materiale metallico, il danno dovuto ad impatto è di facile individuazione: esso, infatti, si manifesta sempre sulla superficie impattata. Inoltre, il comportamento del metallo varia a seconda dell'energia di impatto: se l'energia è bassa avrà un comportamento esclusivamente elastico, mentre se l'energia è alta si avrà una deformazione plastica (sempre partendo dalla superficie). Invece nei compositi questa affermazione non è sempre vera. Il danno si può palesare anche sulla superficie non impattata o sotto forma di delaminazione interna. Le conseguenze dell'impatto sul composito dipendono fortemente dallo spessore del corpo impattato, dalla sua sequenza di laminazione, dal materiale impiegato per la sua produzione e dall'energia di impatto. Inoltre molti reagiscono solamente assorbendo energia con deformazioni elastiche o attraverso meccanismi di danneggiamento, e non per deformazioni plastiche come avviene nel caso dei metalli. L'impatto genera una propagazione di onde elastiche che dal punto d'impatto si diffondono lungo tutta la struttura. Queste sono più o meno rilevanti a seconda della velocità e del tipo di impatto. Le principali tipologie di danni causati da un impatto su di un composito, la cui combinazione può portare al collasso dell'intera struttura, sono:

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

La delaminazione, cioè il distacco fra due lamine adiacenti, è una delle più frequenti cause di rottura dei compositi laminati. Piccole aree delaminate, possono ridurre la resistenza a compressione del materiale fino a circa il 50%; questo tipo di frattura interlaminare, infatti, riduce la stabilità delle fibre sotto carico. Tutto questo genera il fenomeno localizzato dell'instabilità elastica (buckling). Frequentemente, la delaminazione si localizza sui bordi di taglio del laminato o se presenti, intorno a fori

di bulloni e rivetti. Inoltre come si vedrà, è possibile che si formino delaminazioni a seguito di urti a bassa energia.

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

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

L'impatto introduce nel materiale delle onde di pressione che si propagano lungo lo spessore del laminato. Il confronto tra il tempo necessario alle onde per attraversare il laminato e il tempo di contatto tra impattatore e laminato, è una discriminante delle varie tipologie (Fig. 1.5). Ad esempio, si ha una velocità intermedia se il tempo di contatto è superiore a quello che l'onda impiega per attraversare il laminato. Negli impatti a bassa velocità, si generano onde di flessione e di taglio che si riflettono più volte dal punto d'impatto ai bordi e viceversa. Nel seguito si approfondisce la questione dell'impatto a basse velocità.

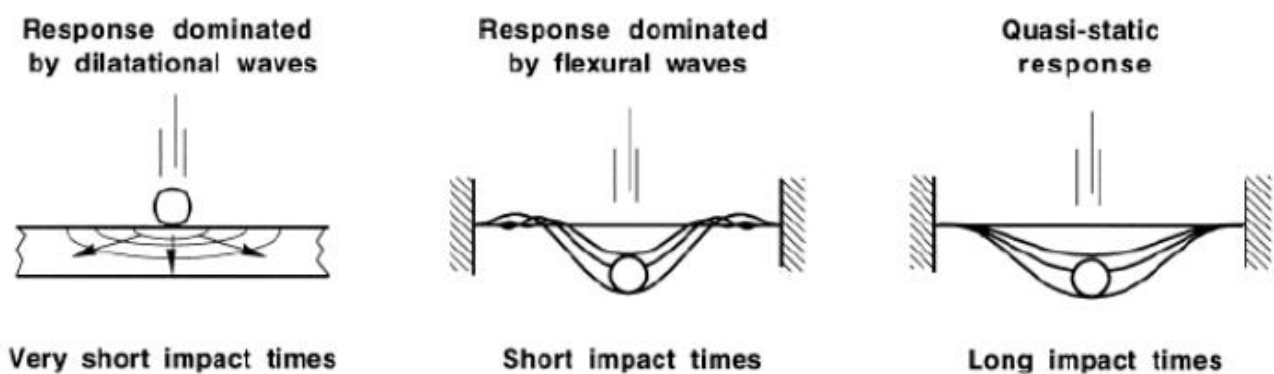


Fig. 1.5: Risposta del laminato per differenti tempi di contatto

Un'ulteriore metodologia di classificazione degli impatti, è quella che si basa sull'energia e si divide in: bassa, media e alta energia. La distinzione si nota soprattutto dalle conseguenze che generano, infatti, impatti ad alta energia provocano perforazioni e microdelaminazioni sul bordo dell'indentatura; quelli a

media energia provocano una rottura delle fibre nella parte opposta del laminato e delaminazioni nella zona sottostante il punto di impatto; mentre, quelli a bassa energia generano danni con bassissima visibilità superficiale, ma con ampie delaminazioni e propagazione a cono al di sotto del punto di impatto.

Una situazione particolare si riscontra quando gli impatti generano difetti di dimensioni molto limitate, tali da rendere difficile la loro individuazione. Le conseguenze che essi generano sull'integrità strutturale del componente, possono indurre il verificarsi di ripercussioni negative e, in alcuni casi, generare disastri. Prima che i difetti manifestino la loro presenza, si può avere un'evoluzione, internamente al materiale, per un lungo intervallo di tempo. Quest'ultimo è il principale motivo per cui questo tipo di impatto risulta pericoloso, soprattutto in particolari campi di applicazione, come quello aeronautico. Infatti, questo tipo di impatto può interessare le strutture in composito nelle operazioni di manutenzione o di riparazione da parte degli operatori, dovuti alla caduta da altezze ridotte di strumenti di massa non trascurabile. Differente situazione si riscontra nel caso degli impatti ad alta velocità, identificabili negli urti con volatili durante la fase di volo e in quelli legati alla fase di decollo e atterraggio dove, ad esempio, le ruote dell'aereo proiettano sulla struttura ghiaia o piccoli detriti, presenti sulla pista, ad elevata velocità.

Gli impatti a bassa velocità possono essere trattati come "quasi statici", poiché il carico e le deflessioni sono relazionati come nel caso statico. Le velocità per cui ci si trova di fronte a questa tipologia di impatto sono, generalmente, inferiori ai 10 m/s. L'inserimento di un impatto nella categoria a bassa velocità non dipende esclusivamente dalla velocità, ma anche dalla massa e dalle proprietà del laminato. La durata del contatto deve essere sufficientemente lunga, così da ottenere una risposta che sia quella dell'intera struttura, di conseguenza si ha un elevato assorbimento di energia elastica. Il laminato presenta un comportamento elastico fino ad un certo livello di energia, oltre la quale si verificano fratture nella matrice o sull'interfaccia fibra-matrice. Lo spessore del laminato influenza in maniera significativa la risposta del materiale all'impatto. Nei laminati sottili, le rotture si manifestano principalmente sul retro del pezzo per le elevate tensioni flessionali, mentre in quelli più spessi si presentano sotto forma di rotture trasversali, vicino al punto di contatto (Fig. 1.6).

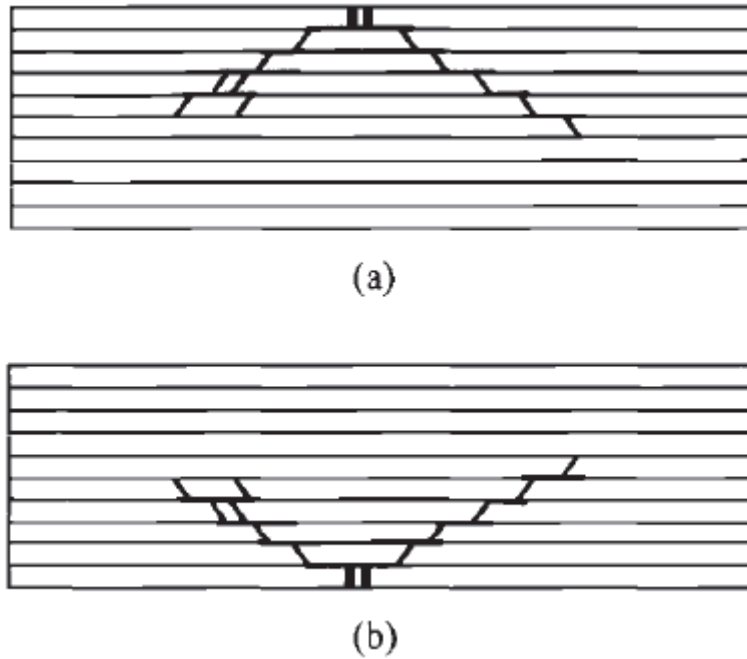


Fig. 1.6: Evoluzione del danno “ad albero di Natale”, (a) laminato spesso, (b) laminato sottile

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

I modi di propagazione principali di una delaminazione, in base al tipo di carico applicato, sono (Fig.1.7):

- Modo di apertura
- Modo di scorrimento o taglio
- Modo di lacerazione o strappo

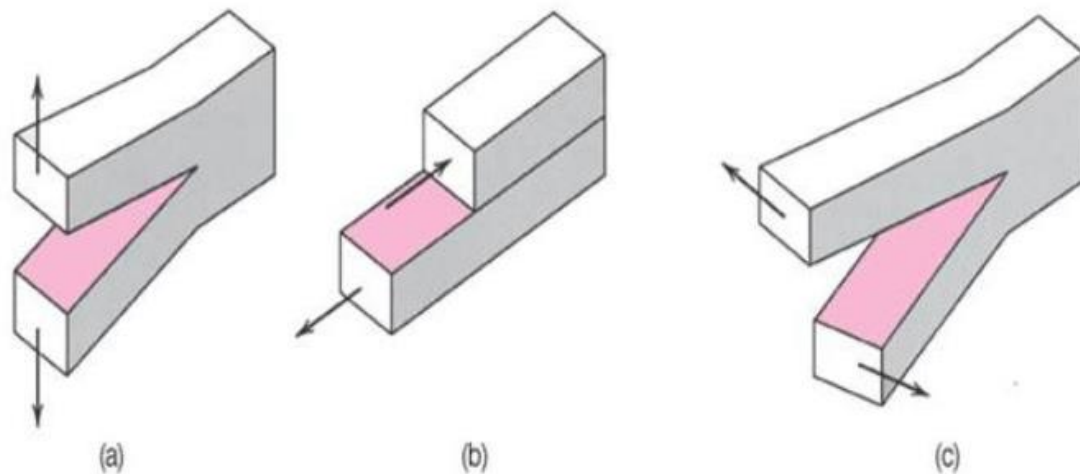


Fig. 1.7: Modi di propagazione della delaminazione

La rottura trasversale al piano della matrice provoca una delaminazione instabile, mentre quella indotta dalle cricche normali tende ad essere stabile e proporzionale al carico applicato. L'inizio della delaminazione è associata principalmente al modo (a), mentre al modo (b) si associa la propagazione del fenomeno.

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

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

Capitolo 2 ^[6]

Realizzazione degli impatti

Per la realizzazione del modello FEM d'impatto che ho elaborato per questa tesi ho preso ad esempio la campagna sperimentale condotta da un laureando, che ha condotto delle ricerche sulla resistenza a compressione di laminati in CFRP conseguentemente ad un impatto vicino al bordo (*near edge*). In questo capitolo quindi descriverò la strumentazione da lui utilizzata per la realizzazione degli impatti sui provini di materiale composito, per poi meglio comprendere le scelte da me effettuate in fase di modellazione.

Lo strumento utilizzato per eseguire gli impatti è un pendolo di Charpy, modificato per l'occasione per adattarlo alle esigenze sperimentali. Il pendolo di Charpy, nella sua versione originale, prende il nome dall'ideatore Georges Augustin Albert Charpy ed è una macchina composta da un basamento al quale è collegato, mediante una cerniera che ne permette la rotazione attorno al punto di fissaggio, una mazza oscillante. Quest'ultima, all'estremità opposta, è dotata di una lama dal profilo standardizzato che ha il compito di rompere il provino. Tale macchina viene utilizzata per eseguire prove di resilienza (tipicamente per materiali plastici e metallici) che determinano la tenacità a frattura del materiale.

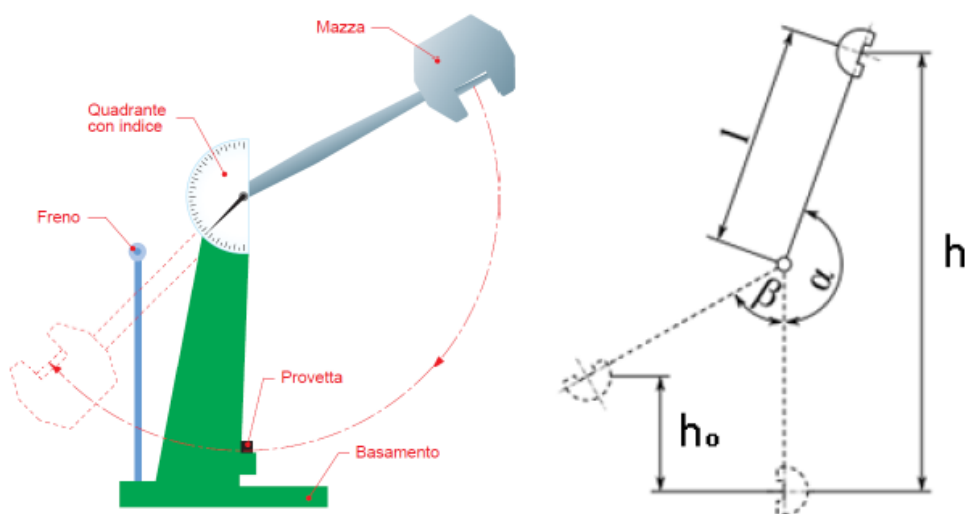


Fig. 2.1: Schema semplificato pendolo di Charpy

Per definire l'energia meccanica impattante che provoca la rottura del materiale, si utilizza una semplice differenza fra l'energia potenziale associata al pendolo prima di essere lanciato in corsa e l'energia associata ad esso in corrispondenza del massimo percorso effettuato (energia cinetica del maglio uguale a zero) immediatamente dopo la rottura del provino:

$$E = mg (h - h_0)$$

dove:

- E espresso comunemente in Joule;
- m è la massa della mazza oscillante;
- g è l'accelerazione di gravità (si considera pari a $9,81 \text{ m/s}^2$);
- h è l'altezza di partenza;
- h_0 è l'altezza finale dopo l'impatto.

Per definire l'energia si può anche utilizzare la relazione che sfrutta gli angoli α e β evidenziati nel modello schematizzato (Fig. 2.1):

$$E = mgl (\cos \beta - \cos \alpha)$$

dove α e β sono espressi in radianti e la lunghezza l in metri.

Come già accennato è stato necessario modificare la struttura del pendolo per adattarlo a delle prove di impatto su un materiale composito, che lasciassero un danno di tipo BVID (*Beverly Visible Impact Damage*) e con un'energia tale che non distruggesse il provino. Innanzitutto è stato necessario sostituire la testa della mazza, con un impattatore in acciaio pieno, di forma cilindrica e punta emisferica di 7 mm di diametro (Fig. 2.2).



Fig. 2.2: Impattore

La massa dell'impattore in acciaio e del braccio è di 2545,4 grammi. Utilizzando la formula dell'energia potenziale, conoscendo la massa, è possibile ricavare l'altezza di partenza dalla quale rilasciare il pendolo per ottenere l'energia di impatto desiderata.

Per far sì di ottenere il baricentro dell'impattore esattamente nel punto d'impatto del provino e bilanciare in questo modo il peso del braccio, si è deciso di introdurre un contrappeso (Fig. 2.3) dalla parte opposta rispetto all'impattore, che possa essere regolato in modo da bilanciare una variazione futura della massa impattante (Fig. 2.4). Così facendo il baricentro risulta essere facilmente individuabile nel centro del cilindro impattore.

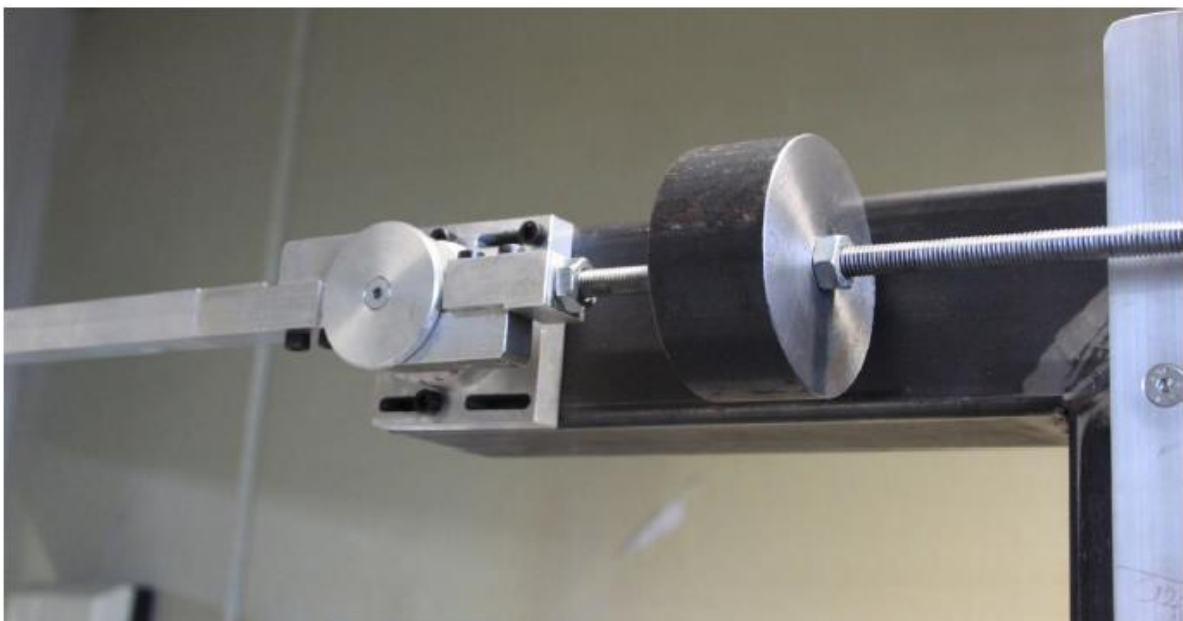


Fig. 2.3: Contrappeso regolabile montato su asta filettata



Fig. 2.4: Asta in equilibrio con baricentro sulla cerniera (senza impattatore)

Con queste modifiche, il braccio risulta bilanciato e non influisce più sulla determinazione dell'energia di impatto. Il peso del solo impattatore è di 1817,4 grammi.

Anche con impatti ad energia ridotta si è constatato che, dopo aver impattato il provino, l'impattatore ha un rimbalzo non trascurabile. Perciò si è aggiunto alla struttura un goniometro (Fig. 2.5) per poter quantificare tale spostamento e in seguito definire l'energia assorbita dal provino e l'energia residua dell'impattatore.

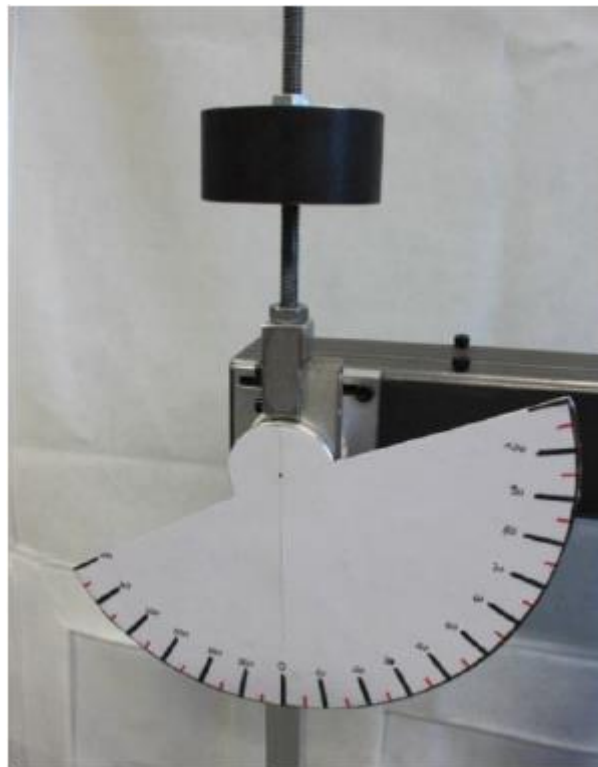


Fig. 2.5: Goniometro

In Fig. 2.6 è possibile osservare una leggera indentatura laddove la testa dell'impattatore ha colpito il provino.

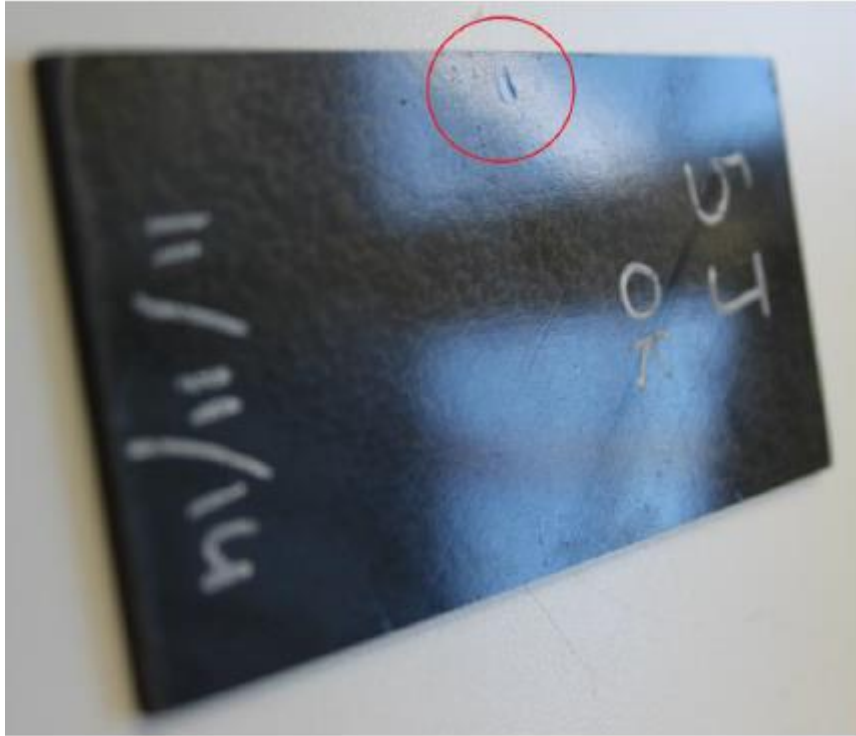


Fig. 2.6: Impronta BVID sul provino

Viene di seguito presentato brevemente il sistema di afferraggio progettato per effettuare impatti near edge mediante il pendolo di Charpy. Il sistema di afferraggio, realizzato con pezzi ricavati da una piastra di acciaio di 10 mm di spessore e saldati insieme, ha il compito di tenere bloccato durante l'impatto il provino in materiale composito. Quest'ultimo viene posizionato nella zona a "C" in alto, dove è presente un piccolo scasso, e fermato tra due parti da delle viti (Fig. 2.7).



Fig. 2.7: Afferraggio

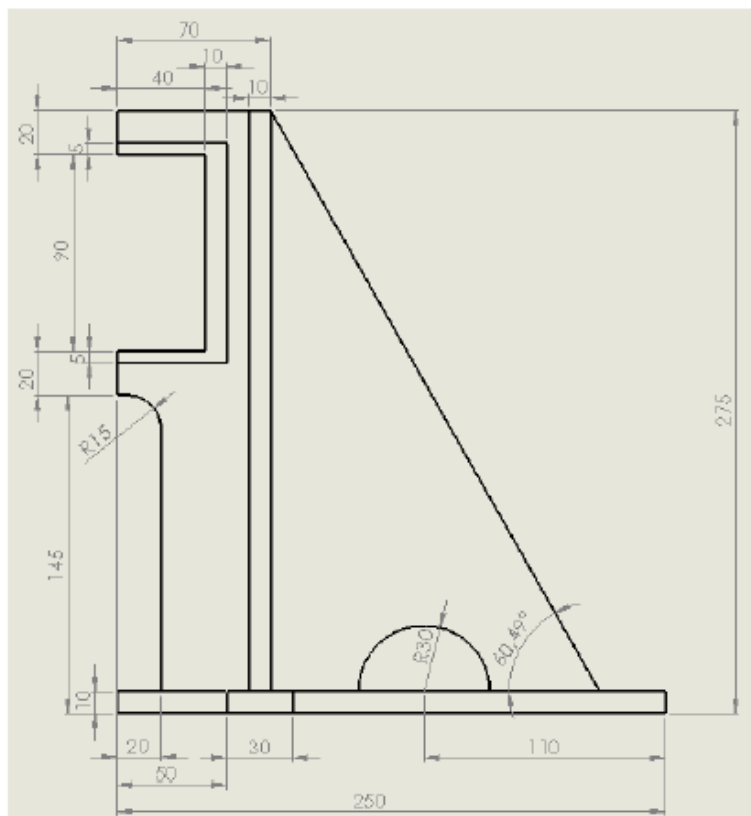


Fig. 2.8: Vista laterale dell'afferraggio

Si è deciso di lasciare il più possibile libero il provino bloccandone solo i bordi per evitare che l'energia dell'impatto venga trasferita al supporto. Per evitare che la struttura, soprattutto in corrispondenza della sezione più stretta, si infletta in seguito ai colpi dell'impattatore, sono state predisposte delle nervature. Sono inoltre presenti 5 fori per permettere il fissaggio della struttura al basamento mediante viti M6 e posizionare il provino nel punto di impatto corretto.

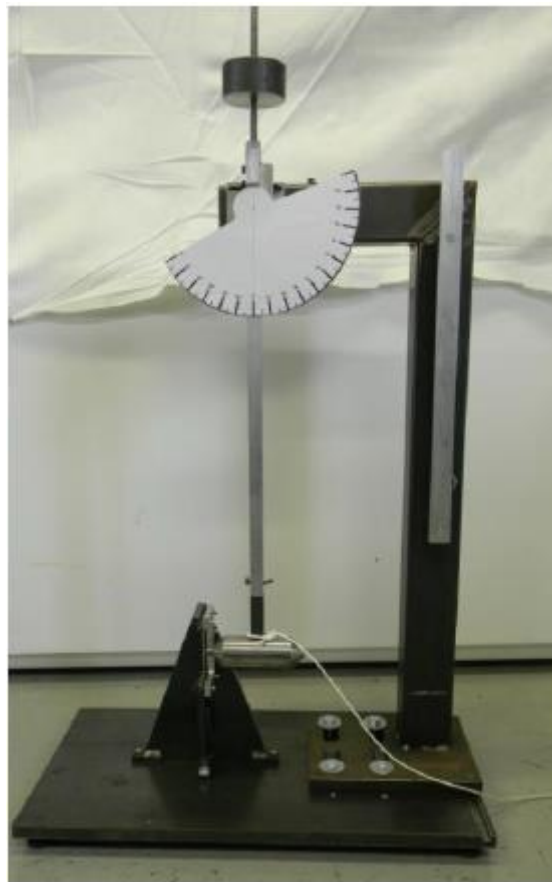


Fig. 2.9: Visione d'insieme della struttura utilizzata per gli impatti

Capitolo 3 ^[7]

Modello di zona coesiva

Le delaminazioni costituiscono la forma più comune di degradazione in laminati di materiale composito soggetti ad impatti trasversali a causa della bassa resistenza offerta dai laminati nella direzione dello spessore. Le delaminazioni possono non solo indurre rilevanti riduzioni della rigidità e della resistenza a compressione del laminato, ma in presenza di carichi variabili possono propagare in maniera stabile fino al raggiungimento di una dimensione critica che innesca il collasso finale della struttura.

Le procedure più affidabili ed utilizzate per simulare la propagazione delle delaminazioni si basano sull'impiego di parametri di meccanica della frattura e sull'assunzione della presenza di un difetto preesistente nel materiale. Il metodo più sperimentato è allo stato attuale quello della chiusura virtuale della cricca (virtual crack closure technique) che assume che l'energia rilasciata nell'avanzamento della frattura sia pari al lavoro da compiere per imporre la chiusura. Il principale svantaggio di questa tecnica, oltre a quello legato all'obbligo di ipotizzare forma e dimensioni della cricca iniziale, risiede nella necessità, nella quasi totalità dei casi pratici, di adottare schemi di rigenerazione della mesh in grado di adattarsi in maniera continua, durante la progressione della delaminazione, alla geometria variabile della linea di confine della zona delaminata. In assenza di informazioni o dati che permettano di dedurre in maniera attendibile la posizione e la geometria della frattura iniziale, è indispensabile ricorrere a criteri in grado di prevedere l'innesco della delaminazione. Tali criteri si basano generalmente sull'uso di una opportuna legge di interazione fra gli sforzi agenti sull'interfaccia, che vengono spesso mediati su una dimensione caratteristica dipendente dalla geometria del problema e dalle proprietà del materiale.

Negli ultimi anni si è manifestato un crescente interesse per l'utilizzo di modelli di tipo coesivo nello studio della propagazione delle delaminazioni in materiali compositi. I modelli di danneggiamento coesivo si basano sull'assunzione della

presenza, in adiacenza dell'apice della cricca, di una zona di processo caratterizzata da sforzi di coesione tra due superfici che limitano superiormente ed inferiormente la regione di interfaccia. I valori di tali sforzi sono calcolati in funzione degli spostamenti relativi tra le due superfici secondo leggi che simulano gli effetti dell'accumulazione del danno attraverso una progressiva perdita di coesione nella regione di processo. La maggioranza degli elementi finiti coesivi ricorre ad una combinazione di uno o più criteri di resistenza, utilizzati per la previsione dell'inizio della fase di decoesione del materiale, softening, e di processi basati su parametri di meccanica della frattura, che entrano in gioco nella simulazione dello sviluppo del danneggiamento e della formazione di nuove superfici di frattura.

Il ricorso ad elementi finiti basati sull'approccio coesivo permette di superare o limitare i principali limiti associati al metodo VCCT descritti in precedenza. L'innescò della degradazione è infatti esplicitamente modellato nella formulazione degli elementi, mentre la costruzione della mesh non richiede l'implementazione di tecniche di rilascio di nodi o di procedure di avanzamento automatico del fronte di frattura, e neppure, il rispetto di vincoli stringenti sulla dimensione degli elementi all'apice della cricca. I principali svantaggi dei modelli coesivi risiedono invece nei problemi di instabilità numerica e di convergenza della soluzione legati alla presenza della fase di softening e nella difficoltà associate alla caratterizzazione meccanica ed identificazione delle proprietà di interfaccia e dei parametri di modellazione correlati.

In Abaqus ci sono due differenti tipologie di elementi coesivi:

- Elementi CMZ (Cohesive Model Zone) con spessore finito, rappresentati da elementi solidi, che si basano su un comportamento costitutivo tensione-deformazione (σ - ϵ) continuo e regolare. Questo tipo di elementi viene generalmente utilizzato per modellare il comportamento di legami adesivi, laddove lo spessore dell'interfaccia sia considerevole.
- Elementi CMZ con spessore nullo (elementi shell), che si basano su una legge costitutiva di tipo trazione-separazione (σ - δ). Questo tipo di elementi è comunemente utilizzato per modellare quei legami adesivi dove lo spessore dello strato coesivo risulti trascurabile.

Il comportamento coesivo descritto in termini di trazione-separazione è riportato in Fig. 3.1.

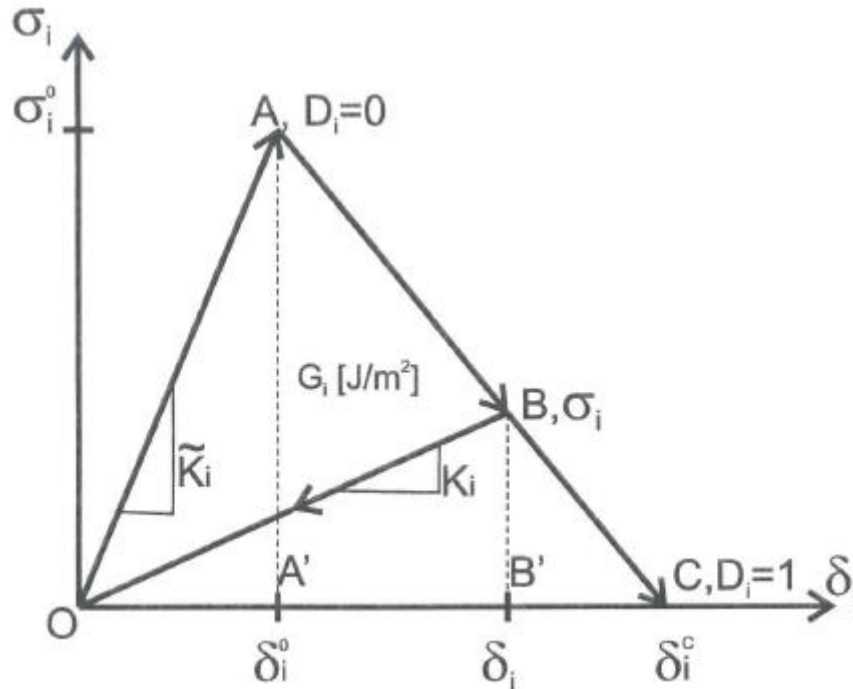


Fig. 3.1: Modello di trasferimento degli sforzi per CMZ

Lo spessore dell'elemento è pari a zero. In questo modo i nodi opposti dell'elemento coesivo inizialmente coincidono. Essi rimangono in ogni caso entità tra loro diverse e si separeranno durante la deformazione del laminato.

Le facce adiacenti delle lamine possono essere considerate connesse tra loro attraverso la rigidità dell'elemento coesivo, che può quindi essere visualizzato come un elemento molla, che tiene uniti tra loro i nodi delle suddette lamine. Durante la deformazione la separazione risultante tra le lamine sarà quindi proporzionale alla rigidità dell'elemento coesivo (Fig. 3.2).

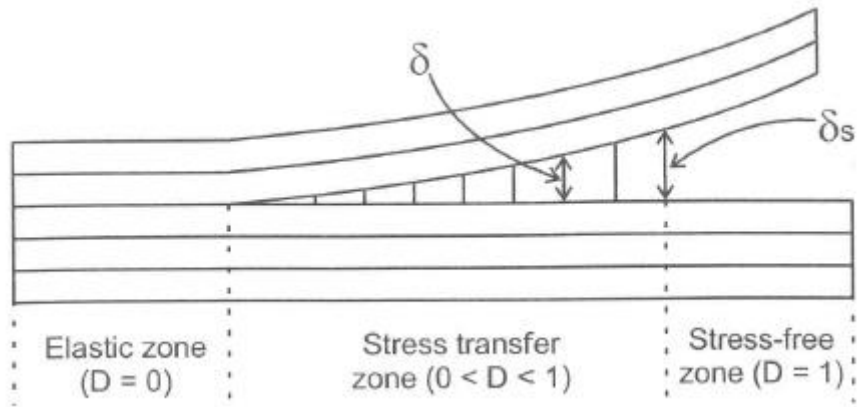


Fig. 3.2: Modello di zona coesiva per la simulazione della propagazione di una cricca

La matrice di rigidità dell'elemento, richiede la rigidità \tilde{K} del materiale di interfaccia (chiamata penalty stiffness in Abaqus), ma tale matrice non è ricavabile come di consueto per integrazione sul volume dell'elemento, perché tale volume è nullo.

A seconda del modo di avanzamento della cricca, i nodi inizialmente coincidenti si separeranno, allontanandosi perpendicolarmente dal piano, oppure rimanendo nel piano (Fig. 3.3).

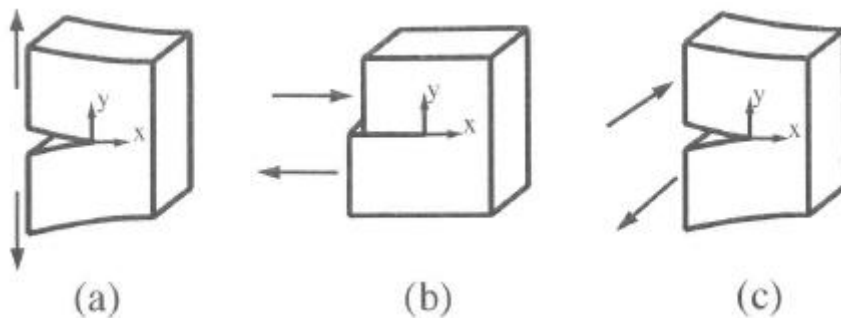


Fig. 3.3: Modi di propagazione della cricca, (a) apertura, (b) taglio, (c) strappo

Siccome lo spessore iniziale dell'elemento coesivo è nullo, lo stato di deformazione non può essere descritto come di consueto, bensì attraverso la separazione δ tra i nodi.

Per semplificare la spiegazione, consideriamo ora che l'avanzamento della cricca avvenga a causa di un singolo modo (Fig. 3.3). La formulazione sarà la stessa per tutti e tre i modi. Un ragionamento analogo è però possibile anche in caso coesistano due o più modi di avanzamento della cricca.

La trazione superficiale sull'interfaccia sarà σ_i , con $i = I, II, III$, a seconda del tipo di propagazione considerato. Le corrispondenti separazioni saranno ugualmente denotate δ_i , in relazione al corrispondente σ_i , attraverso la rigidezza dell'interfaccia K_i , chiamata *penalty stiffness*.

Il comportamento del materiale di interfaccia si assume essere del tipo lineare-elastico (tratto OA di Fig. 3.1) fino all'inizio del danneggiamento, e di tipo elastico-danneggiato successivamente (tratto OB).

Di conseguenza possiamo indicare la legge tensione-separazione, omettendo di riportare continuamente il pedice i per semplificare la notazione, ma tenendo sempre presente il suo significato:

$$\sigma = K \cdot \delta$$

con

$$K = (1 - D) \tilde{K}$$

dove D (o meglio D_i) è la variabile di danneggiamento e \tilde{K} [N/mm^3] (o meglio \tilde{K}_i) è il valore di rigidezza del materiale non danneggiato.

Tale valore è un ulteriore proprietà del materiale, che è necessario fornire al modello CMZ, ed è differente dal valore di E (modulo elastico) per deformazione normale, o G (modulo di taglio) per la deformazione a taglio.

Per ogni modo c'è un valore di tensione critica σ_i^0 e deformazione critica δ_i^0 quando parte il danneggiamento dell'interfaccia (punto A in Fig. 3.1). Al punto di inizio del danno, le due lamine non si separano fisicamente in una cricca. Piuttosto il materiale di interfaccia comincerà a perdere la sua rigidezza.

La separazione quando inizia il danneggiamento sarà:

$$\delta^0 = \frac{\sigma^0}{\tilde{K}}$$

Le variabili di danneggiamento D_i devono soddisfare le seguenti condizioni:

- $D = 0$ prima che si inneschi il danno (tratto OA);
- $0 < D < 1$ durante il degradamento dell'interfaccia (tratto AC);
- $D = 1$ alla frattura (punto C), quando cioè non vi è più rigidità nell'interfaccia.

In riferimento alla Fig. 3.1 abbiamo :

$$D = \begin{cases} 0, & \text{se } \delta \leq \delta^0 \\ 1, & \text{se } \delta = \delta^c \end{cases}$$

Nello spazio tensione-deformazione il comportamento coesivo sin qui descritto, presenta uno "*stress softening*", cioè un calo delle tensioni σ dopo che si innesca il danneggiamento.

Scaricando il provino in qualsiasi punto dopo l'iniziazione del danno (tratto AC), la deformazione tornerà a zero seguendo sempre un andamento lineare (tratto OB).

L'area sottesa dalla curva $\sigma - \delta$ rappresenta il valore critico di ERR (Energy Release Rate) secondo il principio di Griffith G_{ic} .

Il valore di separazione alla frattura può quindi essere espresso come:

$$\delta_{ic} = \frac{2 G_{ic}}{\sigma_i^0}$$

I tre valori di G_{ic} sono dati necessari per il modello CMZ, in aggiunta ai valori di resistenza σ_i^0 e ai valori di rigidità \tilde{K}_i per un totale di nove variabili.

Capitolo 4

Modelli FEM di impatto centrale e “near edge”

Tutte le simulazioni effettuate per questo elaborato, sono state fatte utilizzando il software Abaqus 6.13, della Dassault Systèmes, un codice agli elementi finiti di tipo esplicito. E' stato utilizzato questo programma, perché il modello di danneggiamento degli elementi coesivi CMZ, descritto nel capitolo precedente, è già implementato al suo interno. Il modello utilizzato nelle simulazioni di urti a bassa velocità, riproduce gli esperimenti effettuati da Chiocchini Alessandro durante la campagna sperimentale della sua tesi [6]. Lo scopo di tale campagna era quello di verificare la resistenza a compressione di laminati in CFRP a seguito di impatti near edge, per diverse energie d'impatto. Il mio lavoro è consistito invece nel riprodurre la prova d'impatto con l'ausilio del software Abaqus, allo scopo di ottenere un valido aiuto alla campagna sperimentale e ridurre in tal modo sia i tempi che i costi che tali campagne comportano. Al contrario di quanto indagato da Chiocchini, in questa tesi mi sono limitato ad ottenere un primo confronto di tipo qualitativo, nell'osservare forma e ampiezza delle delaminazioni avvenute nel materiale a seguito dell'impatto, in due differenti condizioni: impatto centrale e impatto vicino al bordo.

Come spiegato nel capitolo 2, per le prove di impatto si è utilizzato un pendolo di Charpy opportunamente modificato per non distruggere i provini, ma provocare solo danni di tipo BVID (*Beverly Visible Impact Damage*). Il modello FEM (*Finite Element Method*) da me sviluppato è naturalmente semplificato in modo tale da ridurre i tempi di calcolo, pur mantenendo inalterate le condizioni in cui si è effettuato l'esperimento.

Il modello FEM qui descritto è stato sviluppato utilizzando tre componenti principali:

- Impattatore;
- Lamine;
- Coesivi.

L'afferraggio che tiene bloccati i provini nella realtà, è invece riprodotto attraverso delle opportune condizioni al contorno, applicate al provino, che più avanti descriverò in dettaglio.

L'impattatore non riproduce nel dettaglio l'intera struttura del pendolo, né tantomeno la forma della testa della mazza. Fare ciò avrebbe comportato un inutile spreco di energia computazionale e avrebbe aumentato enormemente i tempi di calcolo, rendendo così nulli i vantaggi di una simulazione FEM. Avrebbe inoltre aggiunto tutta una serie di variabili da simulare, che avrebbero potuto anche inficiare la qualità del modello finale. Come è possibile osservare in Fig. 4.1 l'impattatore da me modellato ha la forma di un proiettile. Ciò che ha in comune con la versione reale è la forma emisferica, del diametro di 7 mm, della parte che va ad impattare il provino. In questo modo si mantengono inalterate le due superfici che entrano in contatto.

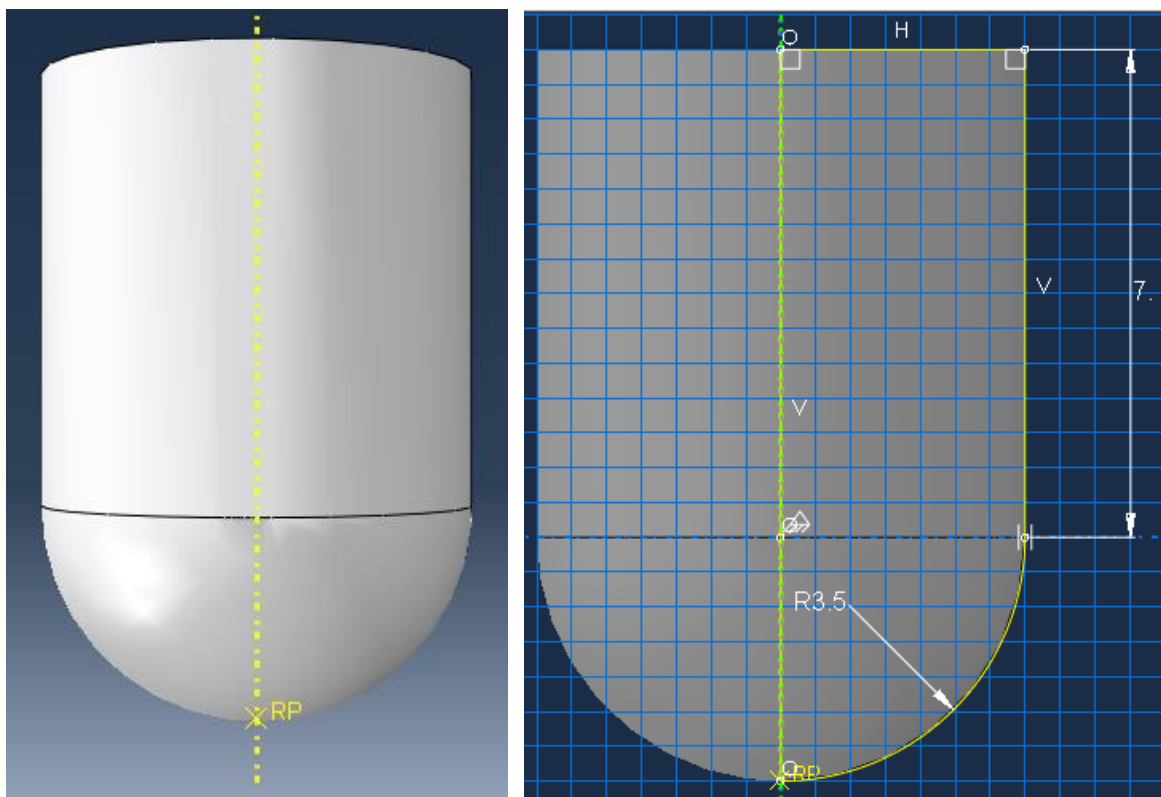


Fig. 4.1: Impattore, immagine 3D e forma in pianta con quote in [mm]

Per mantenere inalterata l'energia cinetica d'impatto, che è il dato fondamentale della prova, e allo stesso modo mantenere contenuta anche la velocità del corpo (altra caratteristica importante), ho calcolato il volume dell'impattatore e gli ho assegnato una densità tale da far tornare la sua massa a 1.817,4 grammi, pari a quella originale. Per scegliere la velocità d'impatto a questo punto è necessario solamente scegliere l'energia cinetica d'impatto. Dalle prove effettuate da Chiocchini, che hanno un range che va dai 3 J ai 12 J, mi sono attestato a 6 J, in quanto risultava un'impronta dell'impattatore contenuta ma ben visibile, senza avere la rottura superficiale del provino.

La caratterizzazione del materiale dell'impattatore è stata completata assegnando un modulo elastico pari a 210 GPa e un modulo di Poisson di 0,3. Tali valori, tipici dell'acciaio, non sono tuttavia fondamentali per il modello, in quanto all'impattatore è stata successivamente assegnata una "constraint" di corpo rigido. Tale scelta influirà a mio avviso in maniera trascurabile sulla formazione delle delaminazioni interne al provino, ma in compenso si accelerano i tempi di calcolo perché il programma non deve calcolare lo stato tensionale all'interno dell'impattatore per tutta la durata della prova. Sempre per risparmiare sui costi computazionali si è posizionato l'impattatore molto vicino al provino in modo da non considerare quegli istanti di tempo pre-impatto in cui non si hanno variazioni nelle tensioni interne del laminato. Anche la durata stessa della prova è settata in modo da far avvenire completamente la dinamica di impatto con conseguente rimbalzo dell'impattatore, senza prolungarla troppo in quanto ciò non influisce sull'evoluzione del danno.

Essendo l'impattatore un corpo a simmetria cilindrica, è stato discretizzato usando elementi tetraedrici. Si è scelto di non infittire molto la mesh in quanto trattandosi di un corpo indeformabile, non siamo interessati a conoscerne lo stato tensionale.

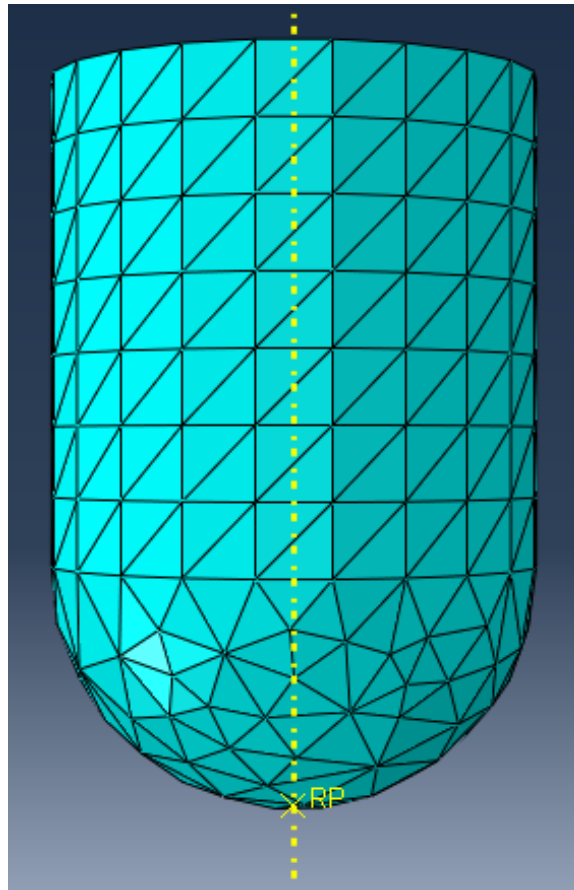


Fig. 4.2: Discretizzazione dell'impattatore

Per quanto riguarda il materiale del laminato composito, siccome non è stato possibile reperire le caratteristiche dalla tesi di Chiocchini, mi sono basato sui dati tratti da un altro elaborato di tesi [8], che utilizzava sempre un CFRP, dato che per i fini del modello, utilizzare un materiale piuttosto che un altro simile, non altera il risultato da conseguire.

Il laminato riprodotto nel modello è formato da 8 strati di *Hexply AS4/8552*, intervallati da 7 strati di materiale coesivo che rappresentano gli strati di resina che tengono uniti tra loro i vari ply. Di seguito si riportano i dati relativi alle fibre:

Densità (kg/m^3)	1590
Modulo di Young (GPa)	$E_1 = 135, E_2 = 9.6$
Modulo a taglio (GPa)	$G_{12} = 5.3$
Modulo di Poisson	$\nu_{12} = 0.32, \nu_{23} = 0.487$
Coefficienti di espansione termica ($1/K$)	$\alpha_1 = -3.42 \times 10^{-7}$ $\alpha_2 = 2.58 \times 10^{-5}$
Resistenze (MPa)	$X^T = 2207, X^C = 1531,$ $Y^C = 199.8, Y^T = 80.7,$ $S^L = 114.5$
Tenacità alla frattura (N/mm)	$G_{2+} = 0.28, G_6 = 0.79$ $G_{1-} = 106.3, G_{1+} = 81.5$

Tab. 4.1: Caratteristiche meccaniche delle fibre

La tenacità alla frattura G definisce la capacità del materiale, nel caso contenga un difetto, a resistere alla frattura, più la tenacità alla frattura è bassa e più il materiale è fragile. Nel caso di materiali ortotropi occorre misurare cinque diverse tenacità a frattura: due tenacità nella direzione delle fibre, a compressione e trazione (rispettivamente G_{1-} e G_{1+}), due nella direzione perpendicolare alle fibre (G_{2-} e G_{2+}) ed infine la tenacità a rottura dovuta agli sforzi di taglio (G_6). La tenacità a frattura in direzione 2 a compressione viene calcolata in funzione di G_6 e di α_0 :

$$G_{2-} = \frac{G_6}{\cos \alpha_0}$$

Dove α_0 è l'angolo con cui la frattura propaga nel materiale e con buona approssimazione può essere considerato costante e pari a 53° [8]. Le resistenze sono, come le tenacità, funzione della direzione delle fibre e del tipo di sforzi. Le X e Y sono le resistenze misurate rispettivamente nella direzione delle fibre e nella direzione normale ad esse, gli apici "t" e "c" sono riferiti rispettivamente ai carichi di trazione e compressione. Il termine S^L è la resistenza longitudinale a taglio della

lamina. Infine per completare il modello deve essere calcolata la resistenza trasversale a taglio:

$$S^T = \frac{Y^c}{2}$$

I dati relativi al materiale coesivo, sono riportati nella seguente tabella:

Densità (kg/m^3)	$\rho = 1$
Spessore (m)	$K = 10^{-6}$
Proprietà meccaniche (GPa/m)	$E/K_{nn} = 1.92e^{15},$ $G_1/K_{ss} = 645595158e^6,$ $G_2/K_{tt} = 645595158e^6$
Parametri di iniziazione del danno (MPa)	$Y^T = 80.7, S^L = 114.5$
Parametri di evoluzione del danno (N/mm)	$G_{2+} = 0.28, G_6 = 0.79$
Parametro B-K	$\eta = 1.45$

Tab. 4.2: Caratteristiche meccaniche della resina

La sequenza di laminazione presa in esame per le due prove di impatto è la stessa e pari a $[0, -45, +45, 90]_s$. Si considera il primo asse diretto come la direzione delle fibre verso l'alto e gli altri due secondo la consuetudine della mano destra, col terzo asse uscente dal piano. Gli angoli delle fibre sono riferiti a rotazioni intorno all'asse uscente dal piano.

Le dimensioni dei provini sono pari a quelli utilizzati nelle prove reali e pari a 100 mm d'altezza e 50 mm di larghezza. Le lamine sono state discretizzate utilizzando elementi shell dato che lo spessore è di diversi ordini di grandezza inferiore rispetto alle altre dimensioni (spessore imposto nella section pari a 0,241 mm). Inoltre il criterio di danneggiamento delle fibre di Hashin, può essere implementato solamente con questo tipo di elementi. Invece gli strati coesivi sono stati modellati come elementi 3D, nonostante il loro minor spessore rispetto alle fibre (5 μm), dato

che solamente in questo modo si possono discretizzare con elementi coesivi, un particolare tipo di elementi ottaedrici che possono venire eliminati se raggiungono le condizioni di danneggiamento massimo.

A causa della modellazione delle lamine lo strato coesivo non è visivamente a contatto con queste, ma ad una distanza pari alla metà del loro spessore (Fig. 4.3).

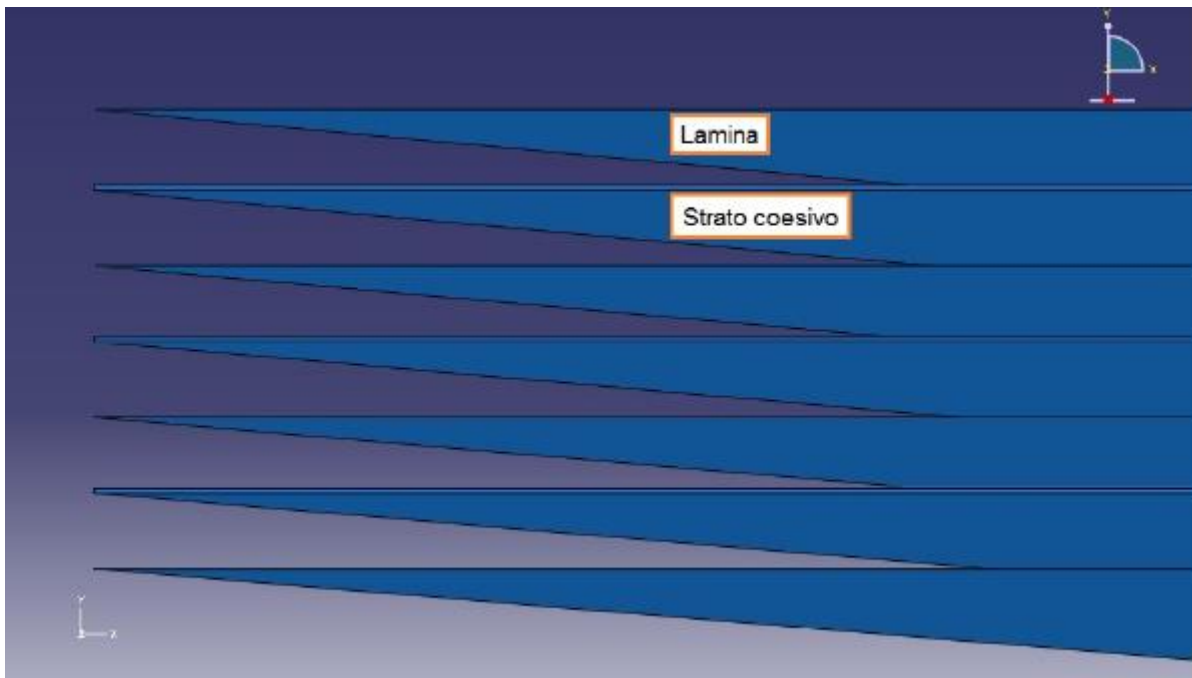


Fig. 4.3: Stratificazione di elementi shell (fibre) a spessore nullo e elementi 3D (coesivi)

Gli elementi di mesh che compongono le lamine e gli elementi coesivi dovrebbero avere le stesse dimensioni per fare in modo che i loro nodi siano allineati verticalmente, permettendo così di applicare delle speciali condizioni al contorno che vincolano i nodi di ogni strato a seguire gli spostamenti dello strato precedente a partire dal primo, cioè la lamina che subisce l'urto. Date alcune differenze di partizione delle superfici tra lamine e coesivi, non è stato possibile ottenere una mesh esattamente identica. A questo motivo può essere attribuito il fatto che sui risultati si sono verificati dei casi di penetrazione tra strati, sintomo di una non perfetta convergenza della simulazione (Fig. 4.4).

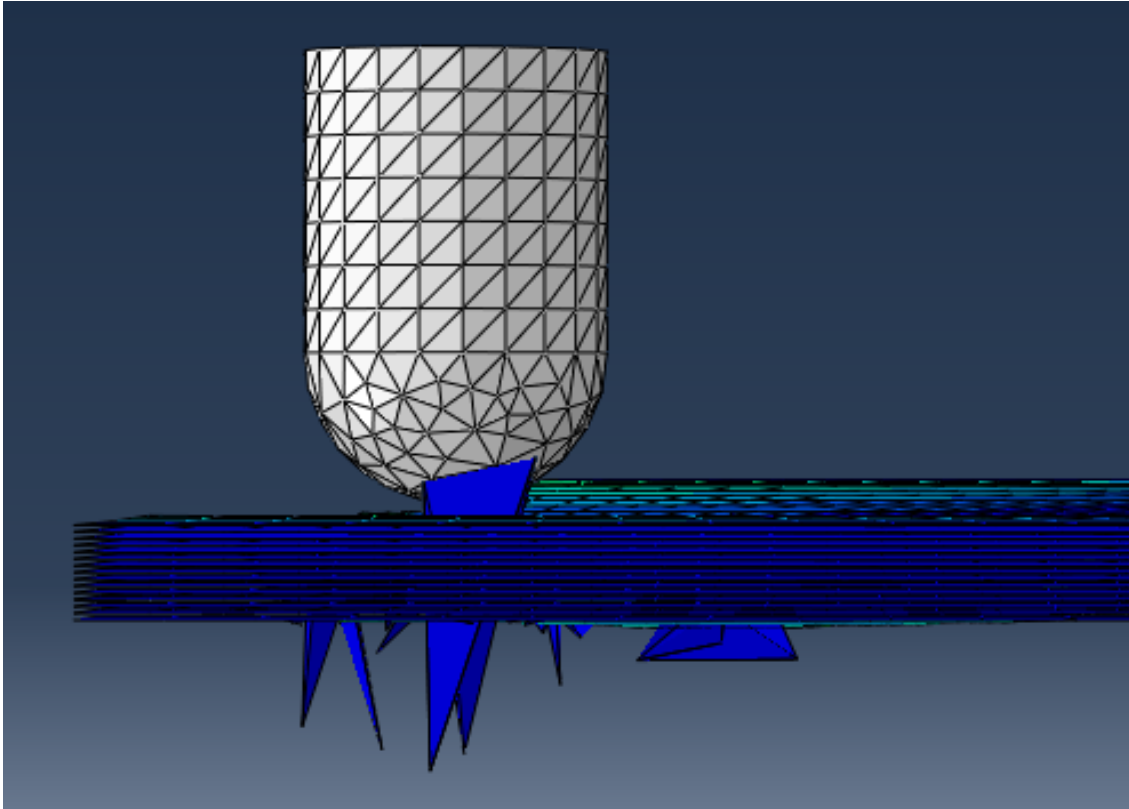


Fig. 4.4: Problemi di convergenza della simulazione osservabili nella presenza di compenetrazione di alcuni elementi di mesh

La mesh di lamine e coesivi è stata infittita nei pressi del punto di impatto per meglio osservare la formazione di delaminazioni laddove è presumibile che avvengano. Tenere una mesh molto fine e uniforme su tutto il provino, comporterebbe un inutile allungamento dei tempi di calcolo (Fig. 4.5).

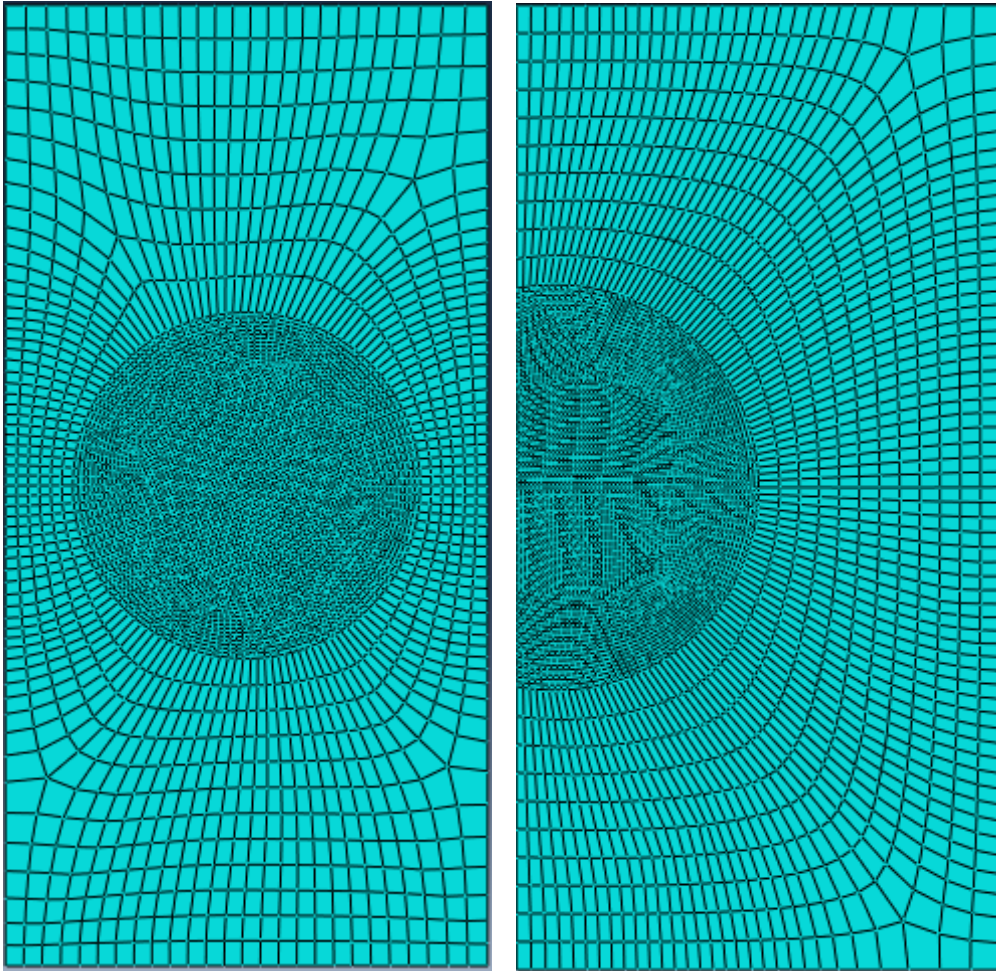


Fig. 4.5: Mesh di lamine e coesivi nel caso di impatto centrale e laterale

La definizione delle corrette condizioni al contorno è una parte molto importante nelle simulazioni numeriche: condizioni al contorno sbagliate rendono imprecise le simulazioni e portano a risultati incompatibili con la realtà.

Come già accennato precedentemente, l'energia d'impatto desiderata è stata ottenuta impostando la giusta velocità all'impattatore attraverso il seguente passaggio:

$$E_{imp} = \frac{1}{2} m_{imp} v_{imp}^2 \implies v_{imp} = \sqrt{\frac{2 E_{imp}}{m_{imp}}}$$

Essendo l'impattatore definito come corpo rigido, ipotesi giustificata dal fatto che il suo modulo elastico è almeno di un ordine di grandezza superiore rispetto a quello

trasversale delle fibre del laminato, la velocità iniziale è sufficiente assegnarla ad un solo punto del corpo. In particolare allo scopo è stato posizionato un *Reference Point* all'apice della superficie impattante (vedi Fig. 4.2).

Nella realtà l'impattatore, durante la prova, compie un tragitto circolare, per impattare il provino nel punto desiderato in maniera perpendicolare rispetto al piano delle lamine. Nella simulazione virtuale invece si è assegnata una velocità rettilinea. Questa semplificazione è accettabile dato che si è simulata la corsa dell'impattatore solamente in un intorno ristretto della sua corsa intorno al momento dell'impatto. Per impedire che esso acquisisse delle componenti di velocità diverse da zero fuori dall'asse z a seguito dell'impatto, si sono introdotte un paio di condizioni al contorno sull'impattatore che lo lasciassero libero di muoversi solo lungo l'asse z. Si sono inoltre impedito con le stesse condizioni al contorno anche le rotazioni intorno agli assi.

Il programma di calcolo, per sua natura, non considera i corpi impenetrabili, quindi occorre definire delle condizioni di non penetrazione fra l'impattatore e la prima lamina, visibile in figura 4.6, altrimenti l'impattatore passerebbe attraverso il laminato senza causare danni. Questo tipo di condizioni al contorno non è necessario all'interfaccia fra le singole lamine perché in questo caso sono state utilizzate altre relazioni che automaticamente evitano la penetrazione.

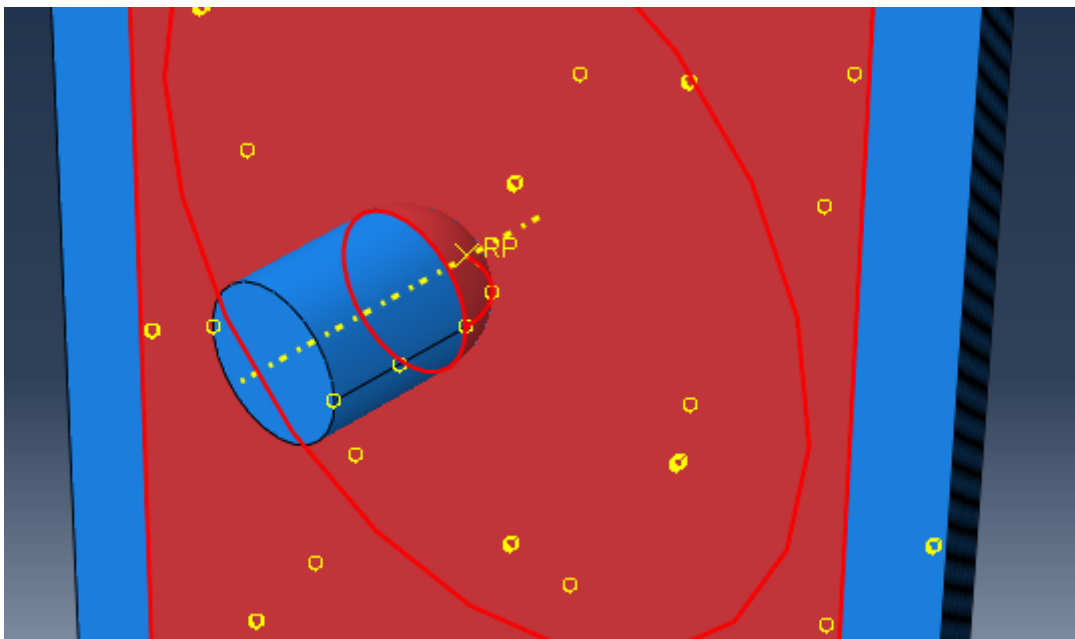


Fig. 4.6: Condizione al contorno tra l'impattatore e la prima lamina

Le condizioni al contorno più importanti sono quelle definite fra le lamine e gli strati coesivi. Infatti il programma, per simulare l'insorgenza delle delaminazioni, ha bisogno, oltre alle proprietà meccaniche, anche delle proprietà d'interazione fra gli elementi delle lamine e gli elementi coesivi stessi. Queste proprietà d'interazione impongono il modo in cui gli elementi si danneggiano in termini di energia e come le lamine si separano dopo che lo strato coesivo è stato eliminato, cioè come si propaga la delaminazione. Queste particolari condizioni al contorno devono essere definite fra le superfici adiacenti di ogni lamina e di ogni strato coesivo.

Un meccanismo non trascurabile per la dissipazione dell'energia, oltre alle componenti di tipo plastico, a quelle elastiche e dovute al danneggiamento, è l'attrito. Tra ogni lamina è stata definita una condizione al contorno che simula l'attrito. Il coefficiente di attrito dipende dall'orientazione relativa delle fibre, ma con buona approssimazione è possibile utilizzare un coefficiente d'attrito medio pari $\mu_{carb} = 0,5$ fra le varie lamine. È stato definito anche il coefficiente d'attrito per l'impattatore e la prima lamina e vale $\mu_i = 0,3$.

Infine per simulare l'afferraggio dei provini si sono poste delle condizioni al contorno che bloccassero gli spostamenti e le rotazioni (incastro) su parte delle superfici esterne della prima e dell'ultima lamina. Tali superfici sono di dimensioni pari a quelle effettive utilizzate nell'afferraggio del pendolo di Charpy (Fig. 4.7).

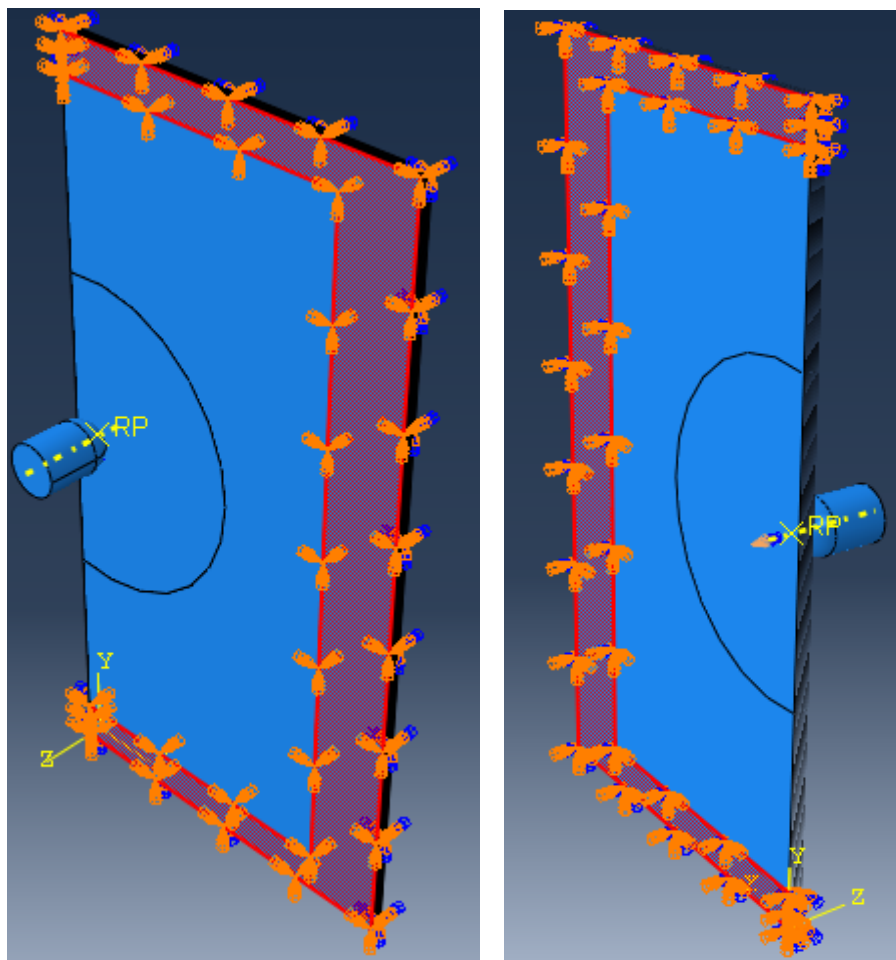


Fig. 4.7: Condizioni al contorno sugli afferraggi

Capitolo 5

Risultati delle simulazioni

5.1 Impatto centrale

Al fine di verificare l'effettiva efficacia della simulazione viene analizzata la dinamica dell'impatto, come mostrato nella seguente sequenza di immagini, nella quale viene visualizzata la caduta del grave sul provino lungo il piano Y-Z perpendicolare al laminato. La durata complessiva della simulazione è di 10 ms.

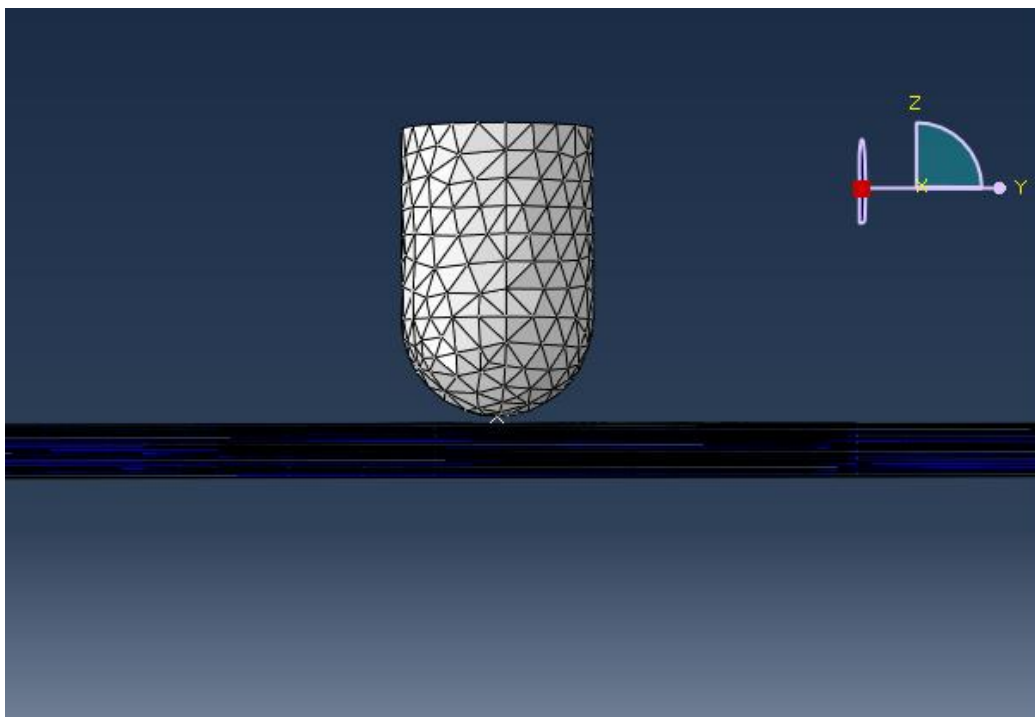


Fig. 5.1: Dinamica dell'impatto, $t = 0$ s

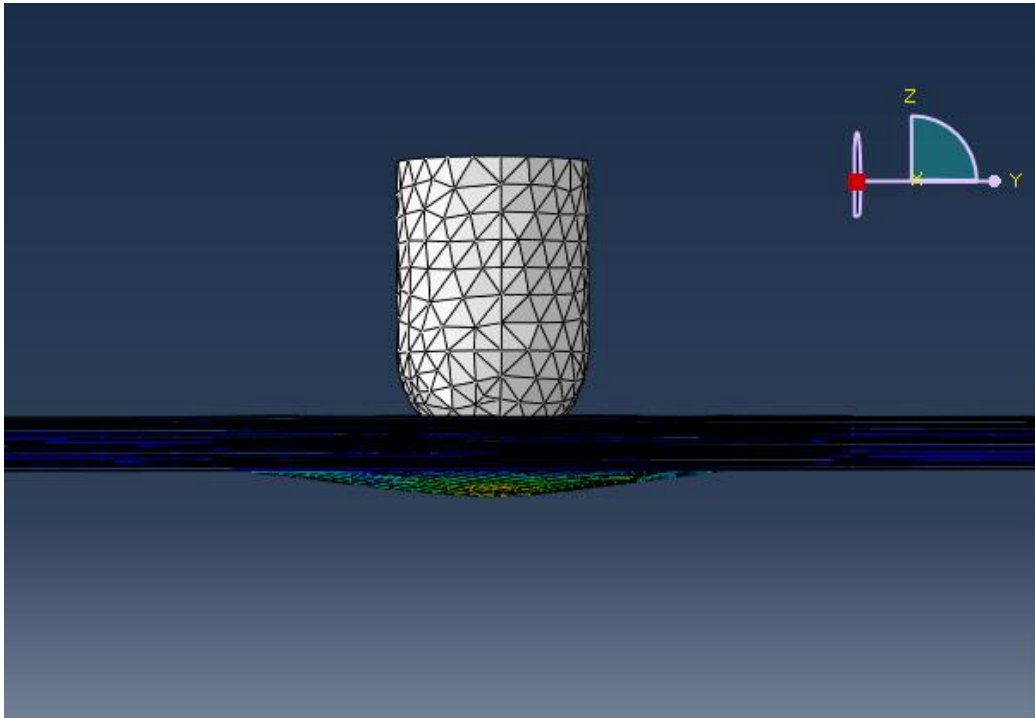


Fig. 5.2: Dinamica dell'impatto, $t = 1$ ms

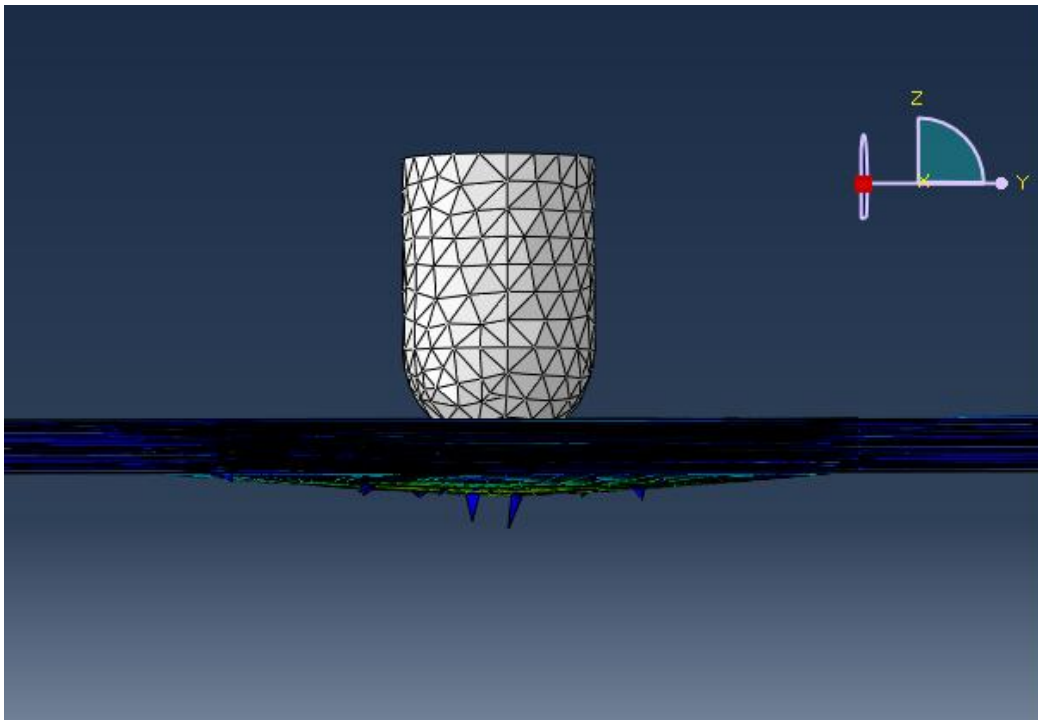


Fig. 5.3: Dinamica dell'impatto, $t = 2$ ms

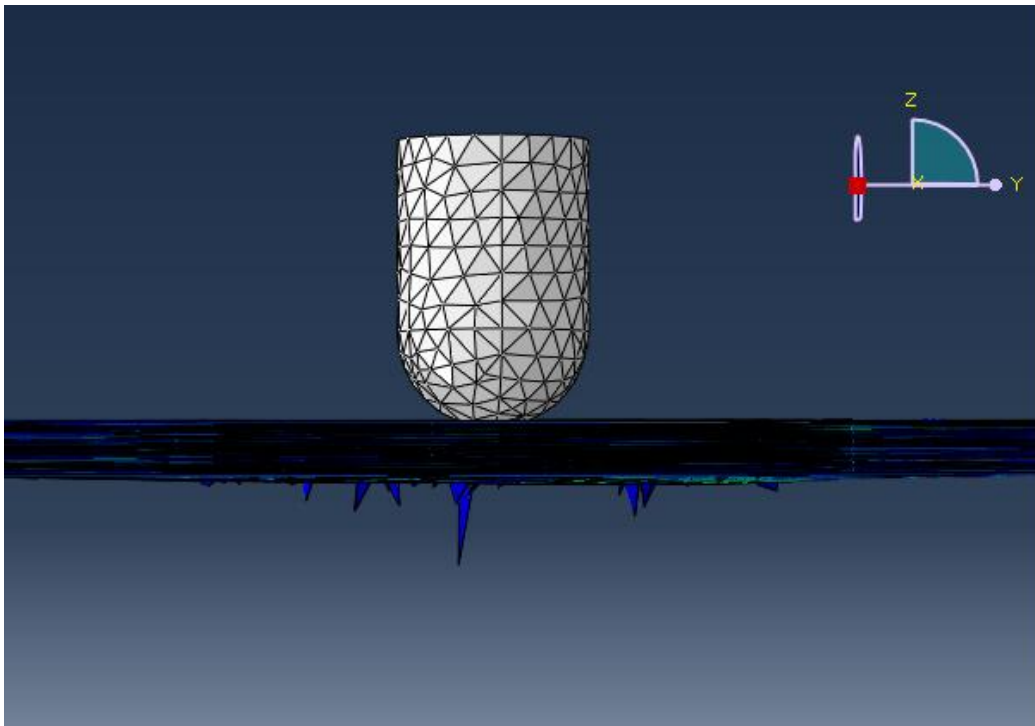


Fig. 5.4: Dinamica dell'impatto, $t = 3,5$ ms

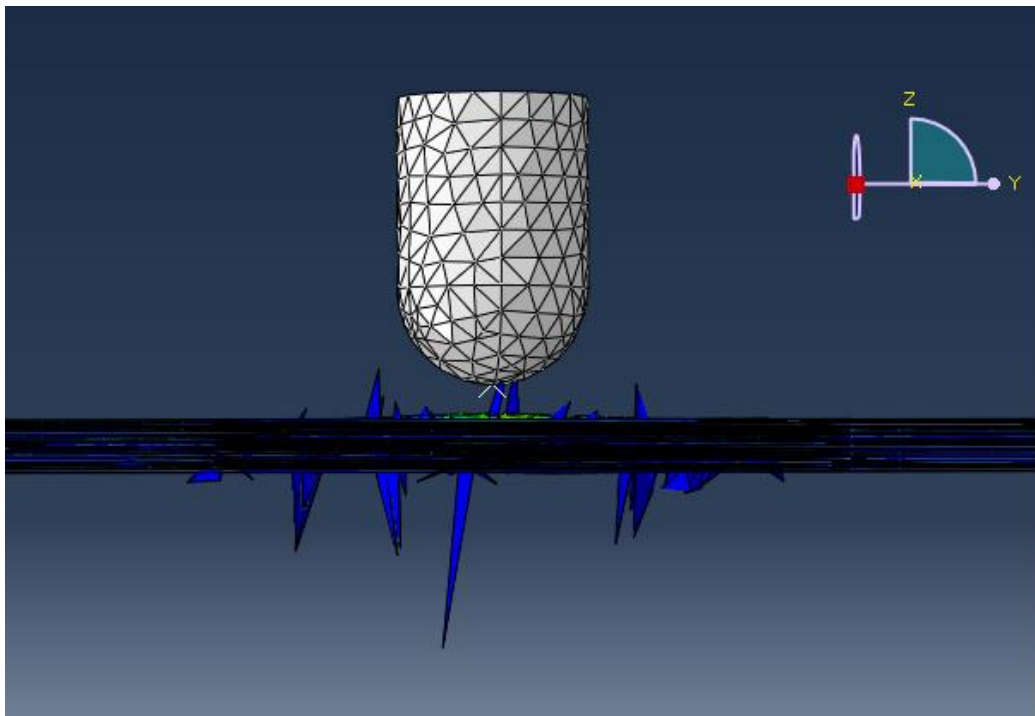


Fig. 5.5: Dinamica dell'impatto, $t = 6,5$ ms

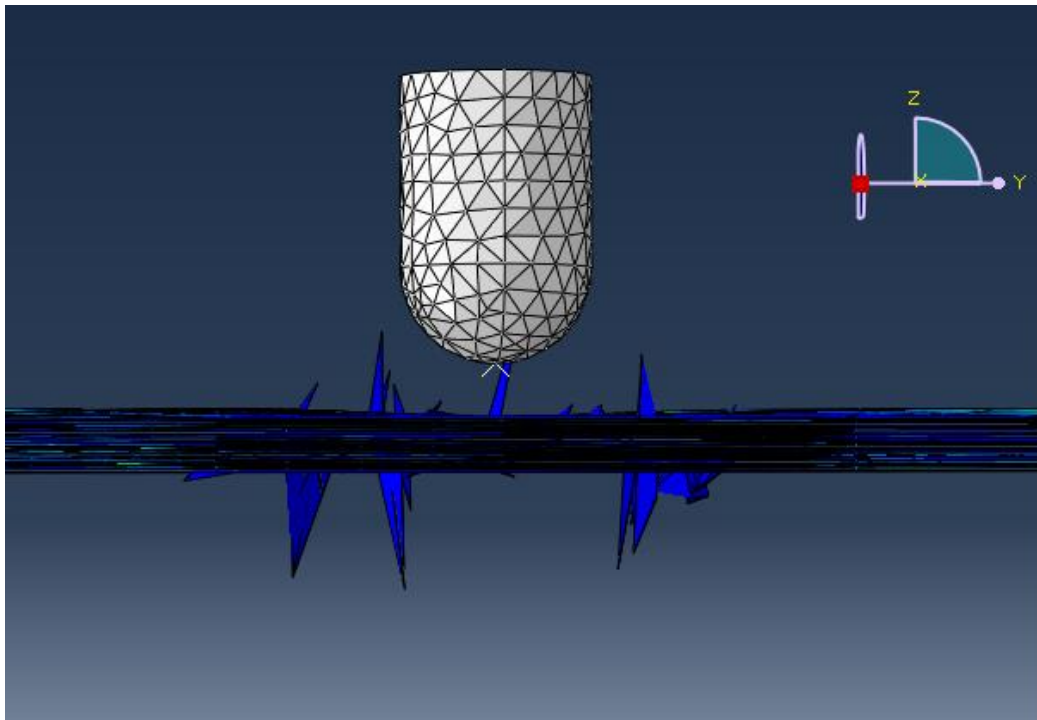


Fig. 5.6: Dinamica dell'impatto, $t = 8$ ms

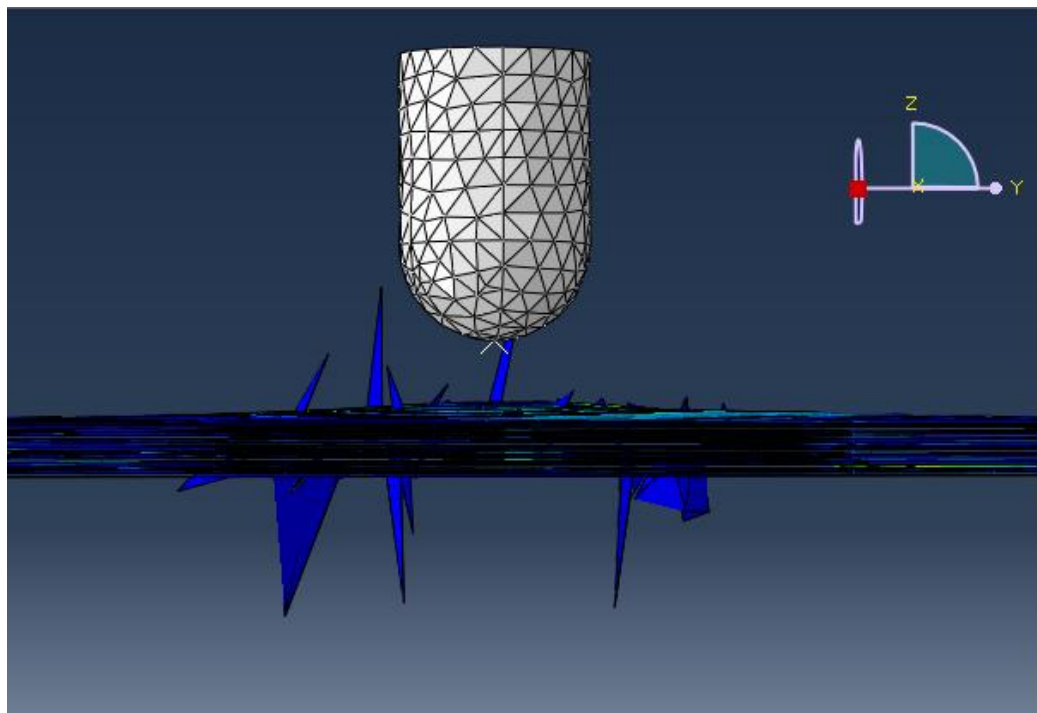


Fig. 5.7: Dinamica dell'impatto, $t = 10$ ms

Nella Fig. 5.2 possiamo vedere l'effetto dell'impatto soprattutto nella notevole deformazione della lamina posta più lontano dall'impattatore. Ciò è dovuto al fatto che, essendo il laminato piuttosto sottile come già accennato nel capitolo 2, le deformazioni maggiori (e conseguentemente i danni più ingenti) si riscontrano sulla faccia più lontana dal punto colpito.

In Fig. 5.3 l'impattatore inverte il senso di marcia a causa delle condizioni di fissaggio del laminato. E' possibile notare l'inizio del formarsi di sbavature nella mesh nella parte inferiore del provino. Ciò come spiegato nel capitolo 3 è da associare alla mancata perfetta sovrapposizione dei nodi delle lamine e dei coesivi. Ciò causa nell'evolvere della simulazione, una mancata convergenza del risultato in alcuni punti della mesh e a una conseguente deformazione anomala di tali elementi che prendono la forma di schegge. Nella realtà in prossimità di tali punti, come sarà possibile osservare più avanti, si è formata una delaminazione, pertanto questi elementi "impazziti" dovrebbero cancellarsi dalla simulazione come elementi "rotti".

In Fig. 5.6 si può notare che la gobba del provino sul lato opposto all'impatto è del tutto rientrata grazie al ritorno elastico del materiale. Si nota inoltre che l'onda d'urto comincia a propagarsi lungo il piano del provino, grazie all'ispessimento dello stesso a lato del punto d'impatto.

Infine in Fig. 5.7 che rappresenta l'istante finale della simulazione, si può notare la creazione di una gobba sulla faccia che subisce l'impatto, rappresentante l'oscillazione elastica. Naturalmente in soli 10 millesimi di secondo non è stato possibile osservare l'intera evoluzione della dinamica del provino, ma ai fini di osservare la formazione e la forma finale delle delaminazioni, tale lasso di tempo è più che sufficiente.

L'utilizzo del codice ABAQUS, con il modello implementato definito nei capitoli precedenti, che impiega gli elementi coesivi, permette il calcolo delle delaminazioni fra ognuna delle otto lamine che compongono il provino. La loro area, in media, aumenta all'aumentare della distanza fra la lamina e il punto d'impatto, e le loro forme sono funzione, oltre che delle condizioni al contorno, anche della disposizione delle fibre: hanno una forma allungata, con l'asse maggiore orientato parallelo alla direzione delle fibre dello strato inferiore. Inoltre, le delaminazioni assumono una forma a doppi lobi quando la differenza di angolazione delle fibre di due strati contigui è prossima a 45° . Si ricorda che il conteggio delle lamine è progressivo a partire dallo strato superiore soggetto all'impatto.

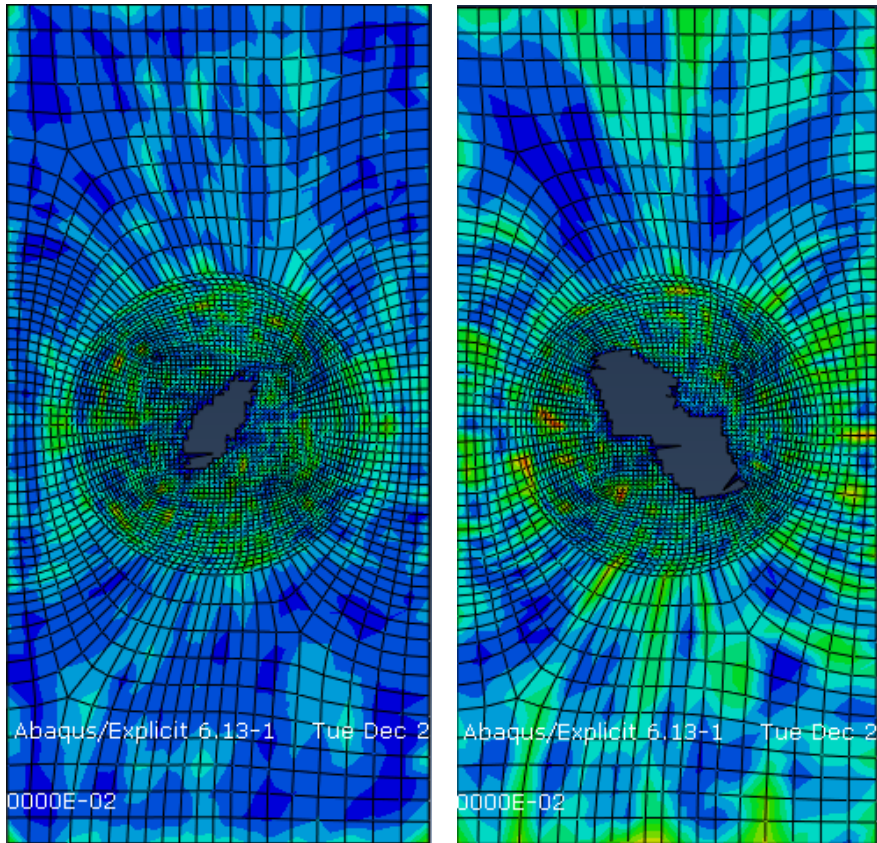


Fig. 5.8: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 1/2 e 2/3

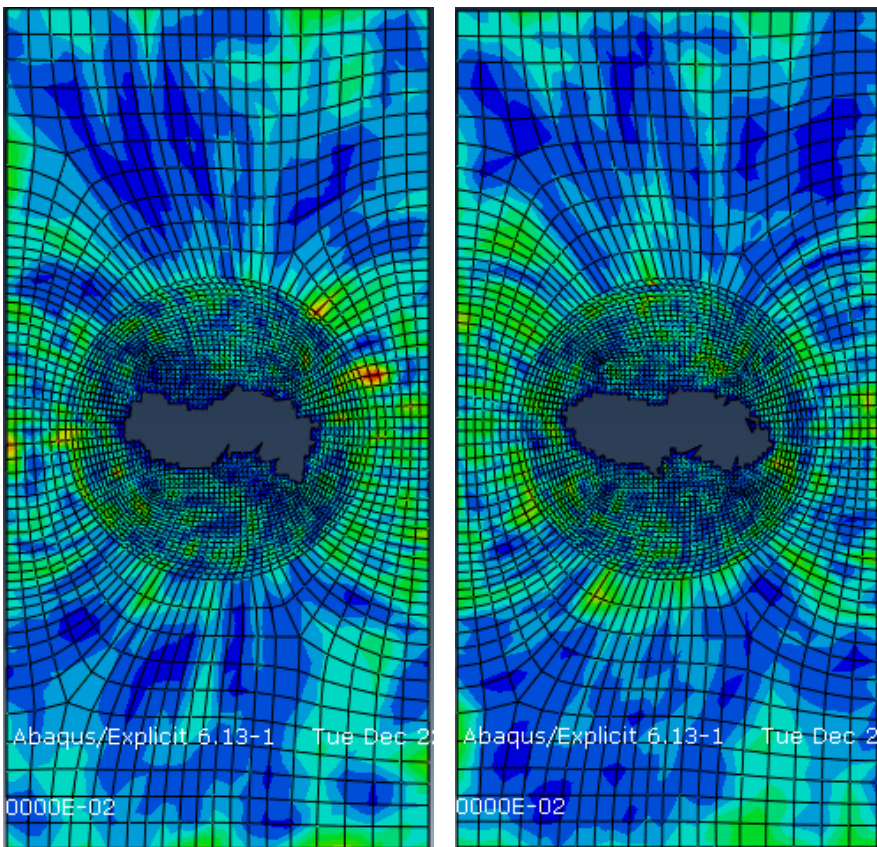


Fig. 5.9: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 3/4 e 4/5

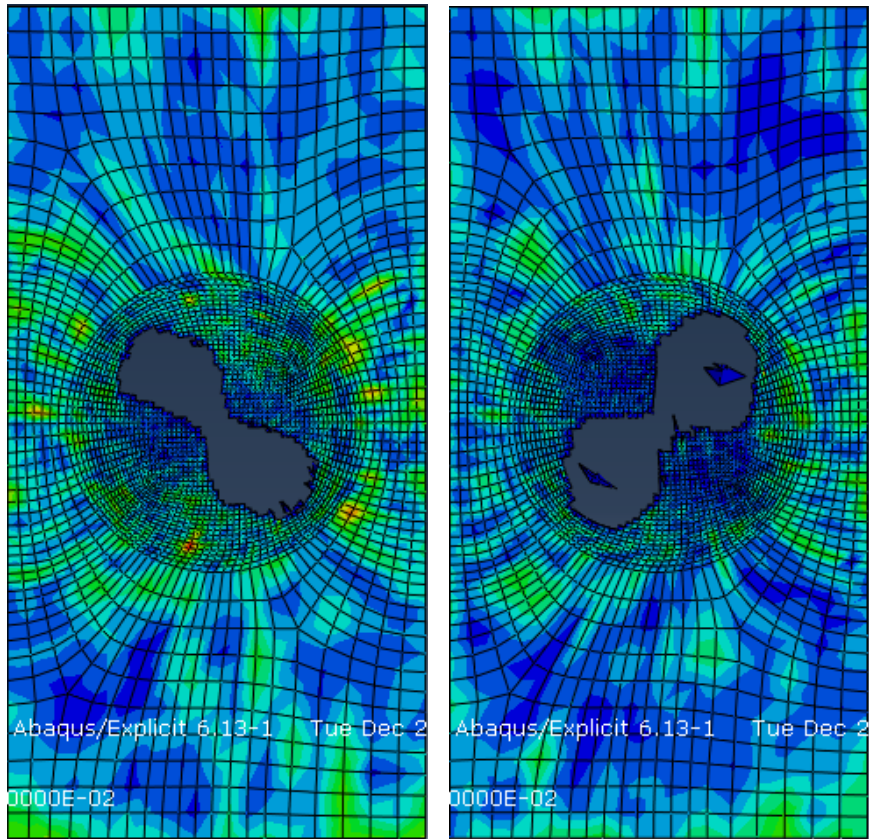


Fig. 5.10: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 5/6 e 6/7

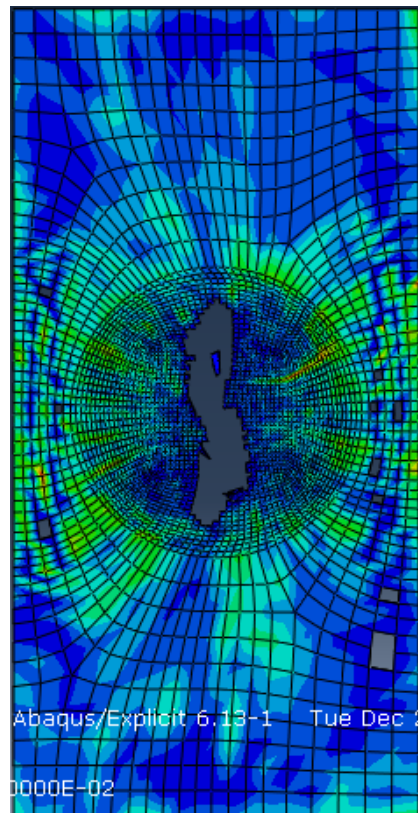


Fig. 5.11: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 7/8

Utilizzando il modello numerico implementato al codice FEM che si basa sul criterio di danneggiamento di Hashin sono state calcolate le fratture delle fibre e della matrice epossidica. Il criterio di rottura consente di individuare quattro modalità di cedimento: rottura delle fibre e della matrice sia per compressione che per trazione. Dalle simulazioni effettuate non si è riscontrato nessun danneggiamento delle fibre, per cui l'energia d'impatto ha solamente causato delaminazioni senza rompere le fibre.

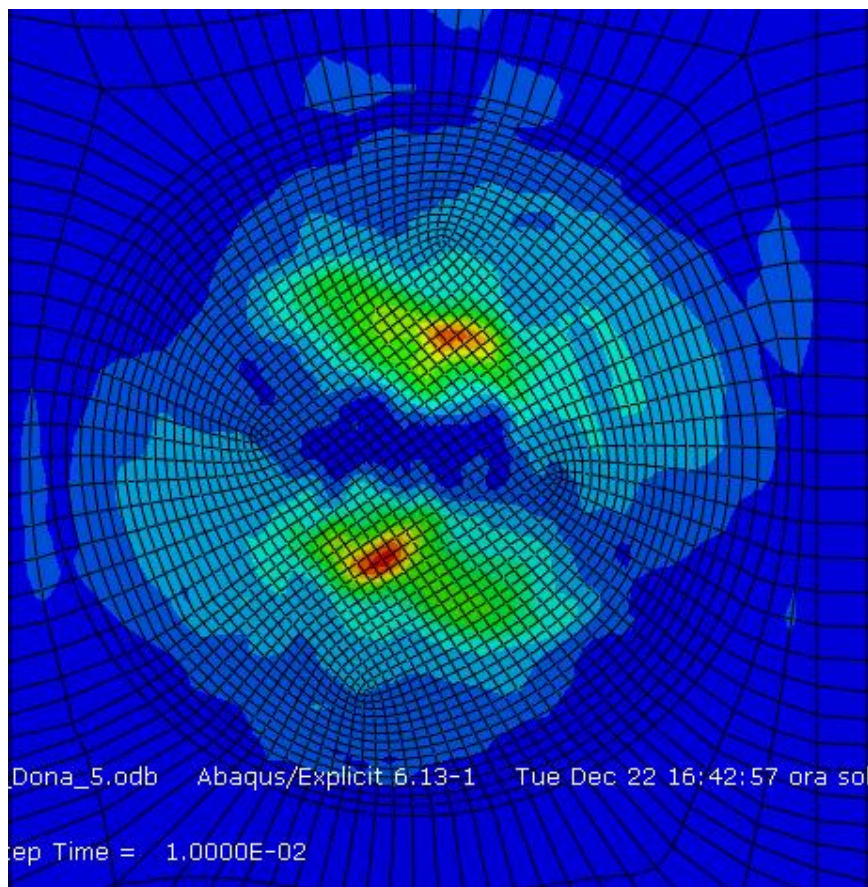


Fig. 5.12: Danneggiamento delle fibre, lamina 1

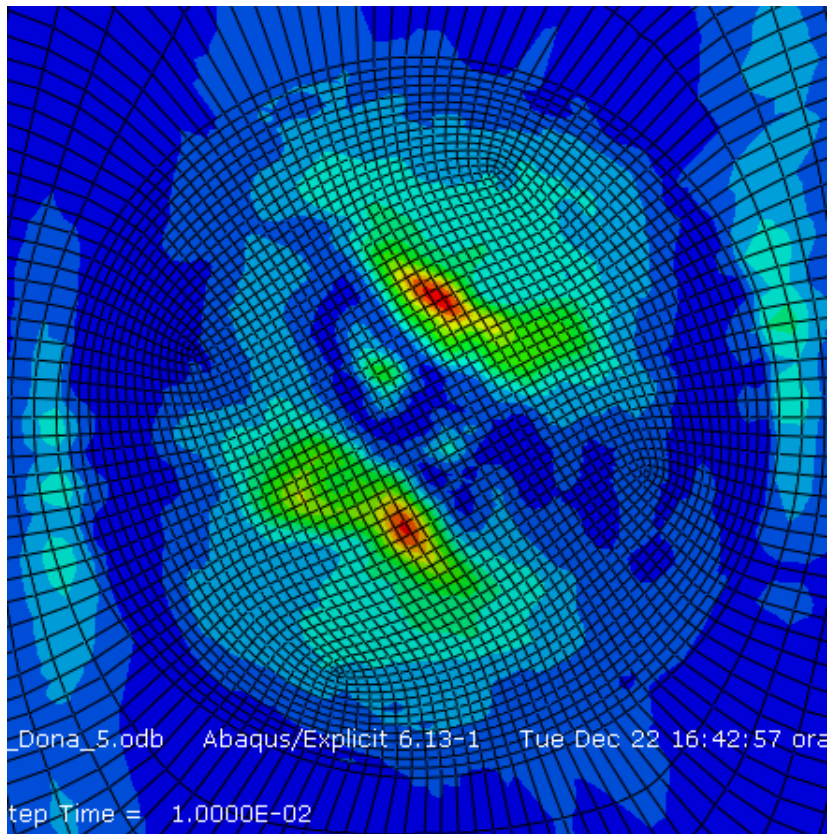


Fig. 5.13: Danneggiamento delle fibre, lamina 2

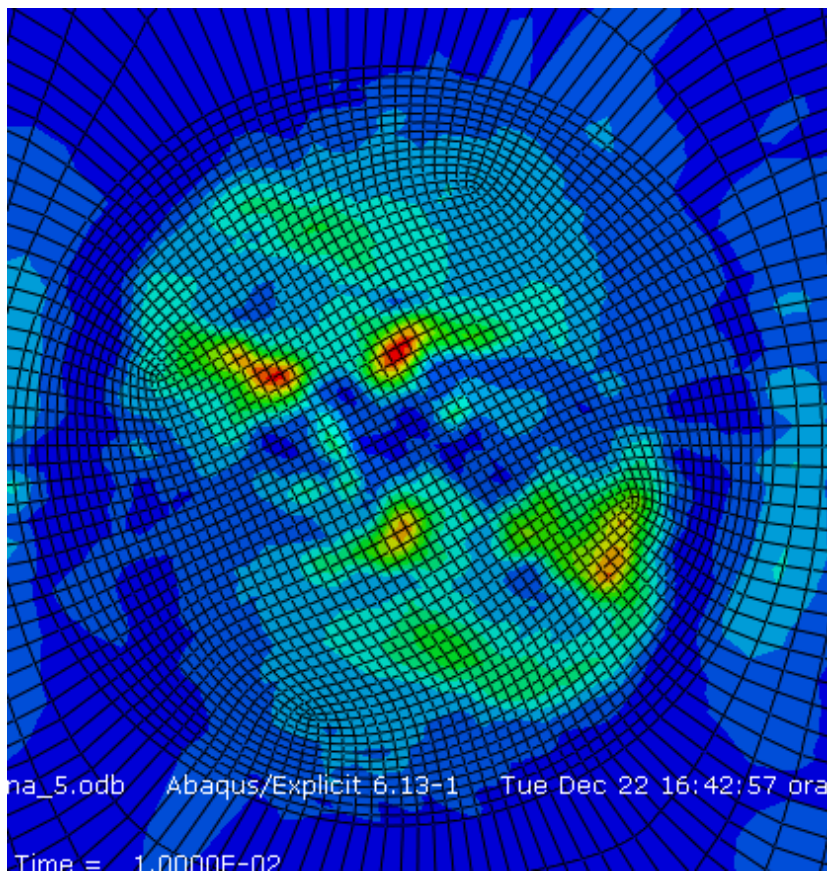


Fig. 5.14: Danneggiamento delle fibre, lamina 3

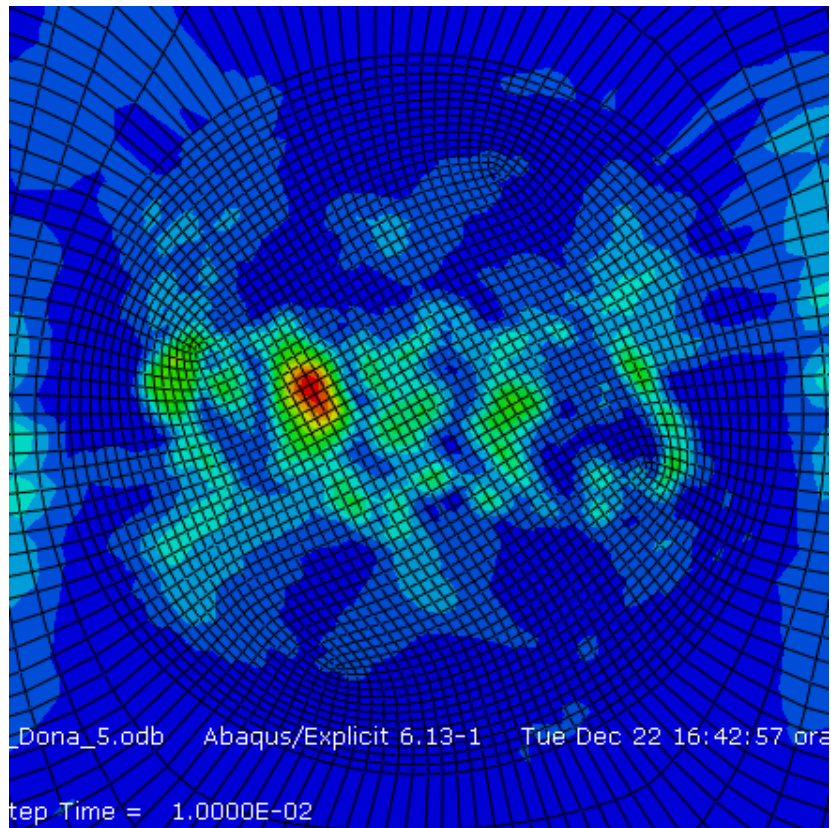


Fig. 5.15: Danneggiamento delle fibre, lamina 4

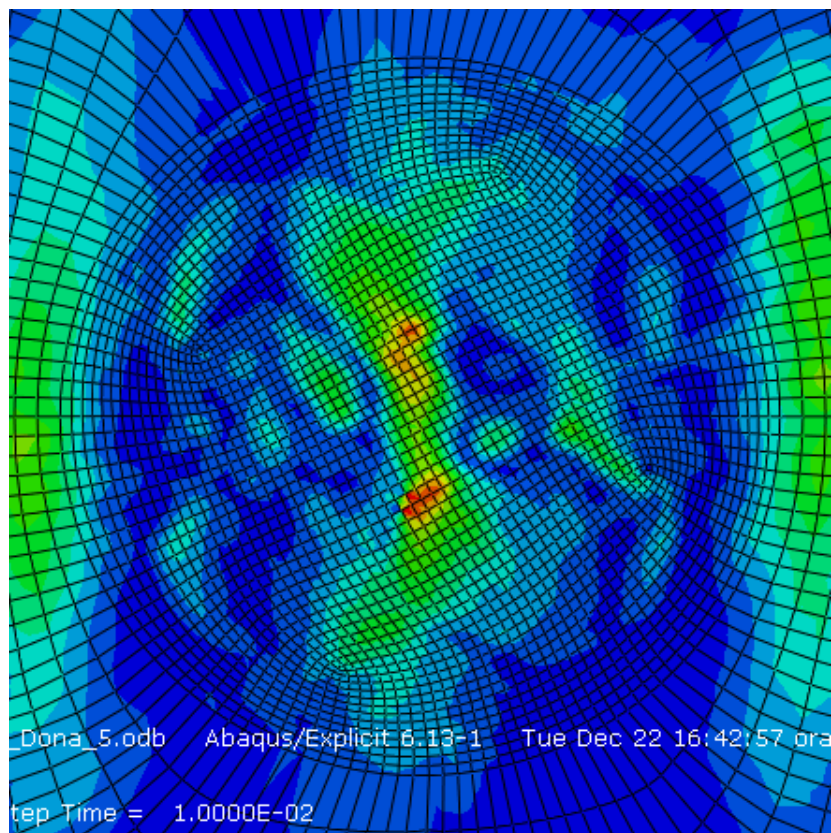


Fig. 5.16: Danneggiamento delle fibre, lamina 5

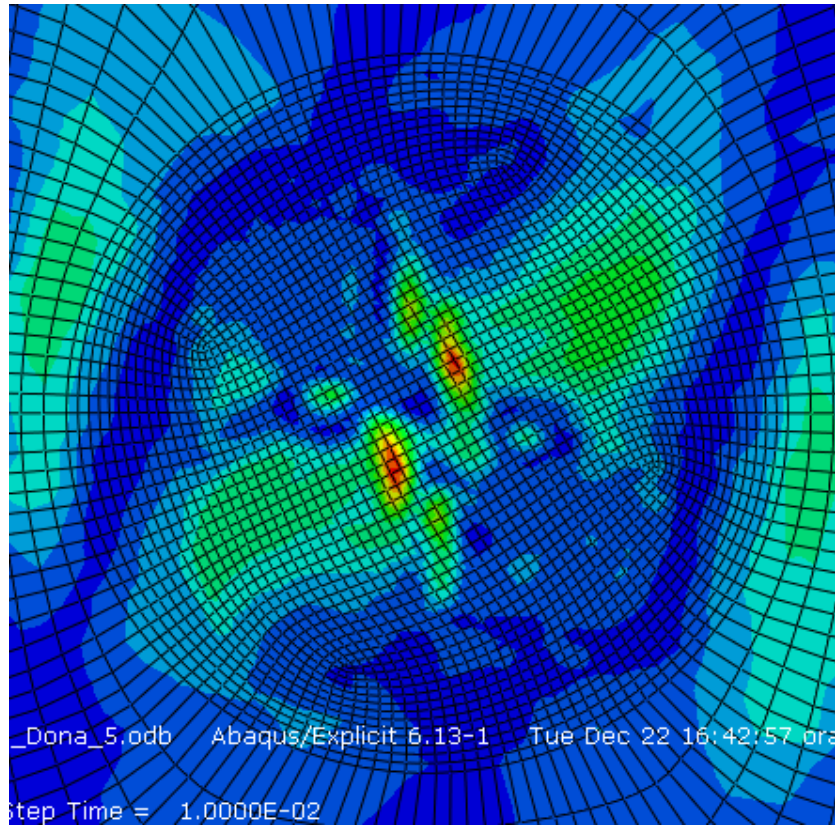


Fig. 5.17: Danneggiamento delle fibre, lamina 6

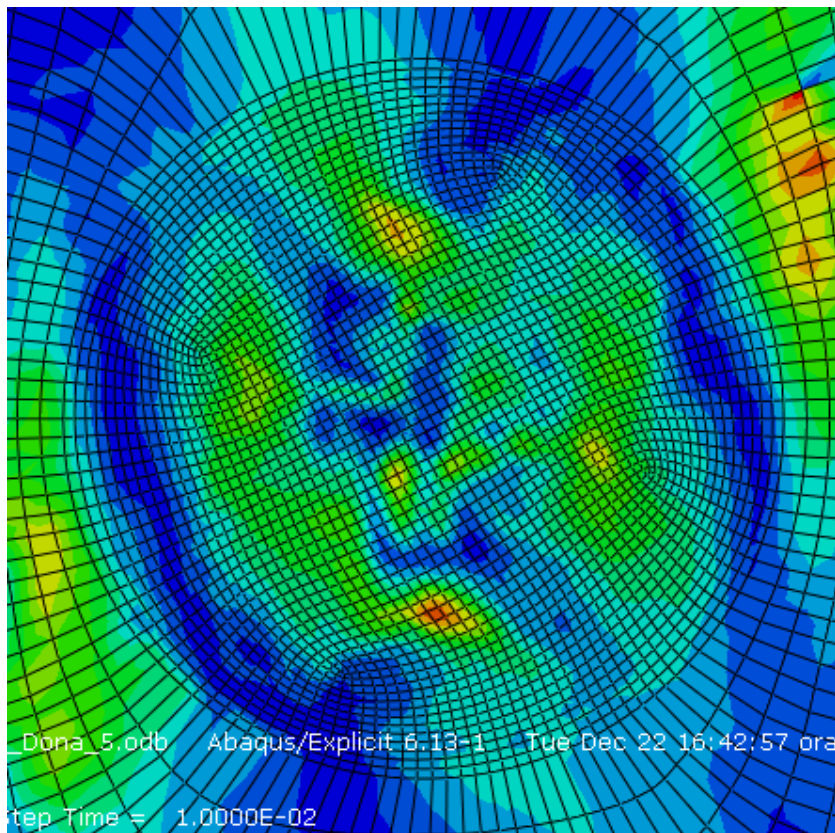


Fig. 5.18: Danneggiamento delle fibre, lamina 7

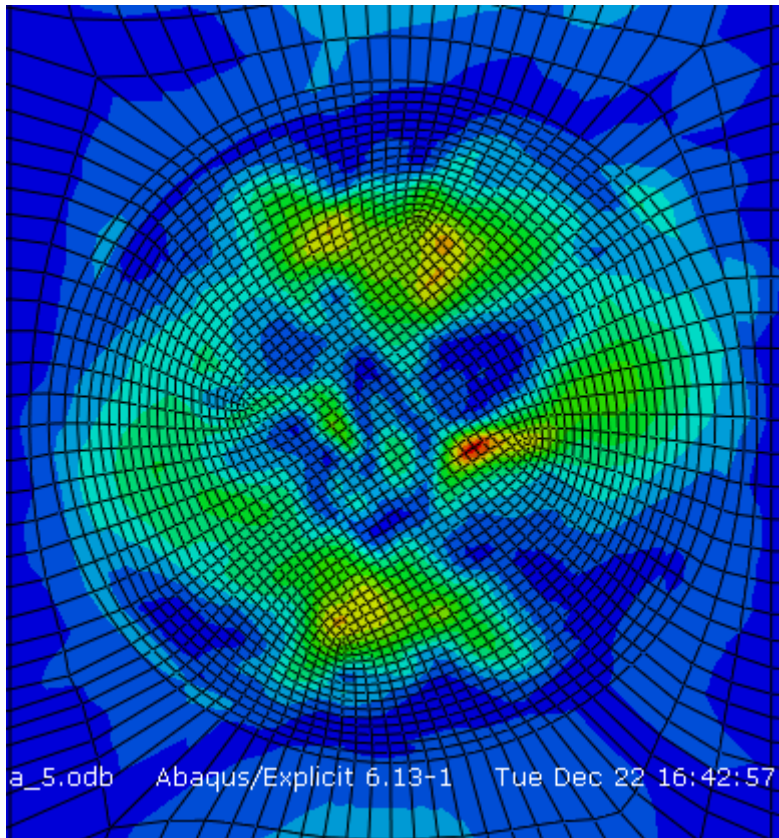


Fig. 5.19: Danneggiamento delle fibre, lamina 8

Si può osservare nelle figure precedenti che sia nei coesivi che nelle lamine permangono delle tensioni residue. Tale fatto può essere spiegato dal fatto che la durata della simulazione è così breve da non permettere la totale dissipazione dell'energia d'impatto all'interno del provino.

Infine è interessante osservare globalmente lo stato tensionale delle fibre all'istante finale della simulazione e notare come l'andamento delle fibre, di ogni singola lamina, sia facilmente deducibile dalla gamma di colori che indicano l'intensità delle tensioni. L'intensità maggiore infatti ha sulla singola lamina un andamento piuttosto simmetrico, con asse di simmetria diretto come l'orientamento delle fibre.

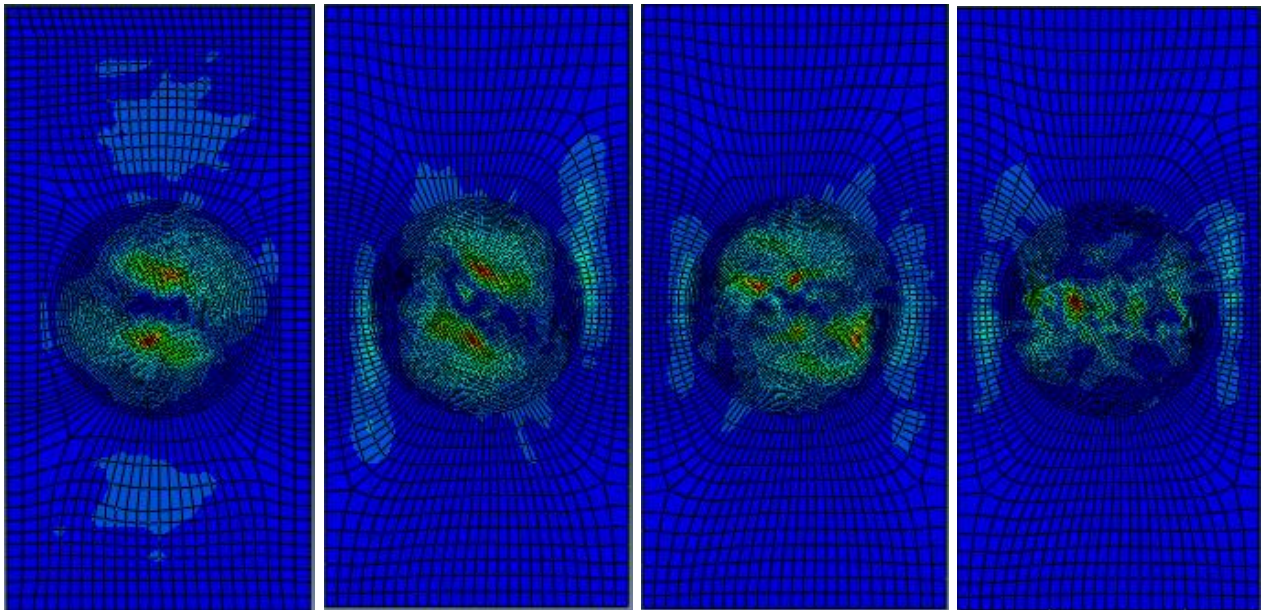


Fig. 5.20: Tensioni residue nelle lamine da 1 a 4, orientamento fibre [0,-45,45,90]

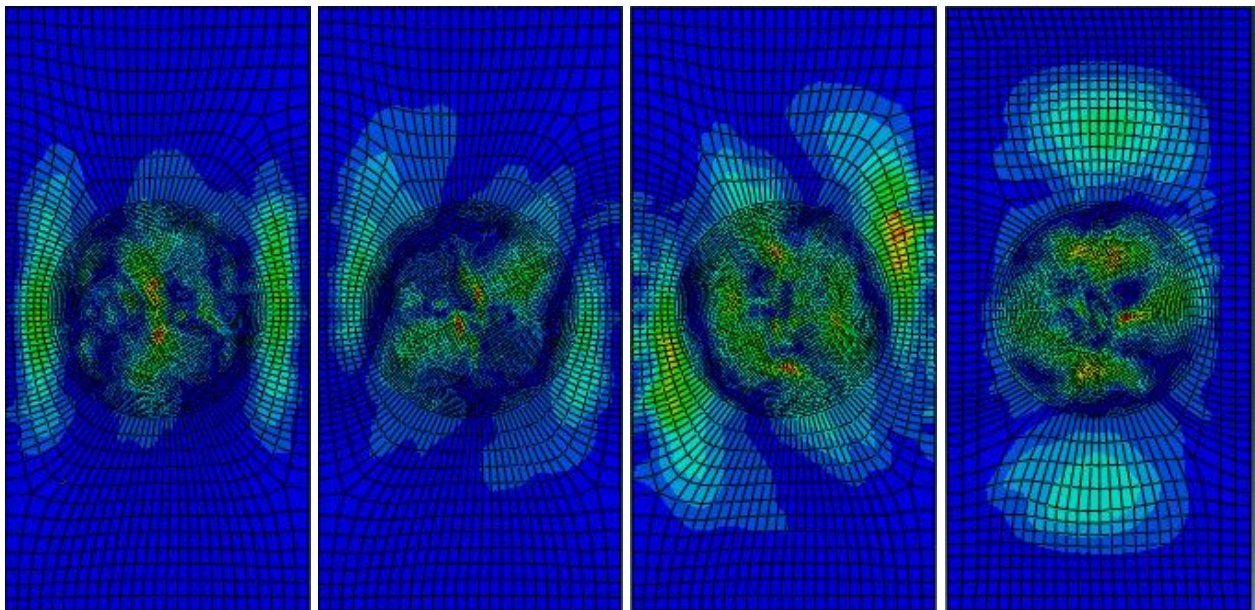


Fig. 5.21: Tensioni residue nelle lamine da 5 a 8, orientamento fibre [90,45,-45,0]

5.2 Impatto in prossimità del bordo

Come fatto per la simulazione di impatto centrale, procediamo ora con l'analizzare la dinamica di impatto nel caso di impatto in prossimità del bordo. La durata della simulazione è la stessa (10 ms), ma il punto di impatto è situato a 2 mm da uno dei bordi lunghi, così come avvenuto nella campagna sperimentale di Chiocchini. Al fine di fare un paragone con il caso precedente, anche l'energia di impatto è rimasta invariata a 6 J.

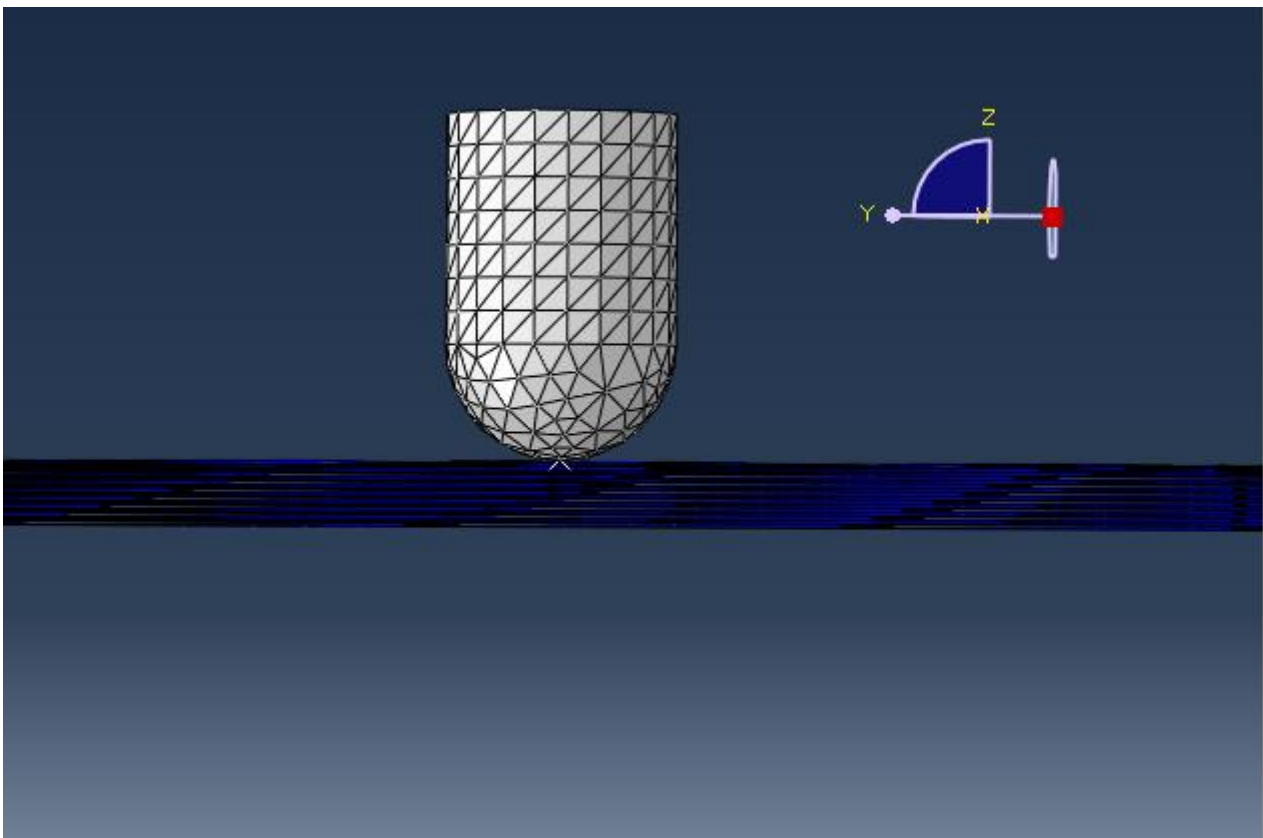


Fig. 5.22: Dinamica dell'impatto, $t = 0$ ms

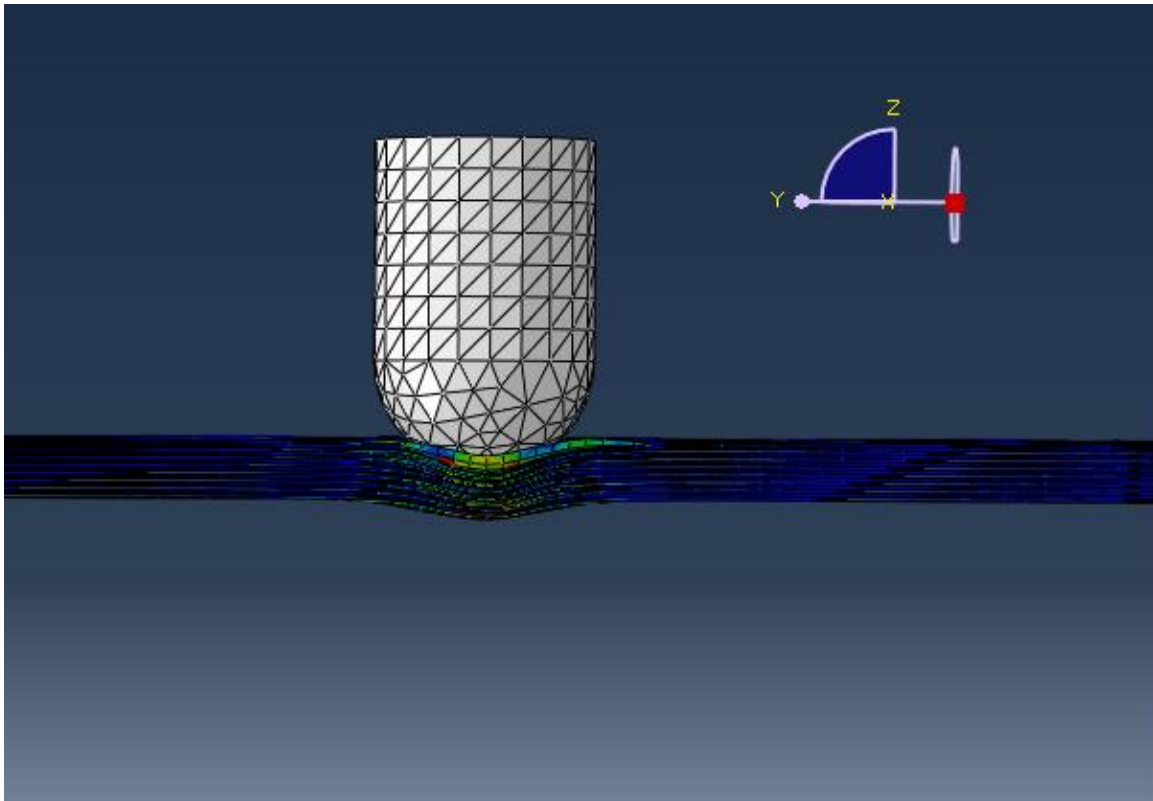


Fig. 5.23: Dinamica dell'impatto, $t = 0,5$ ms

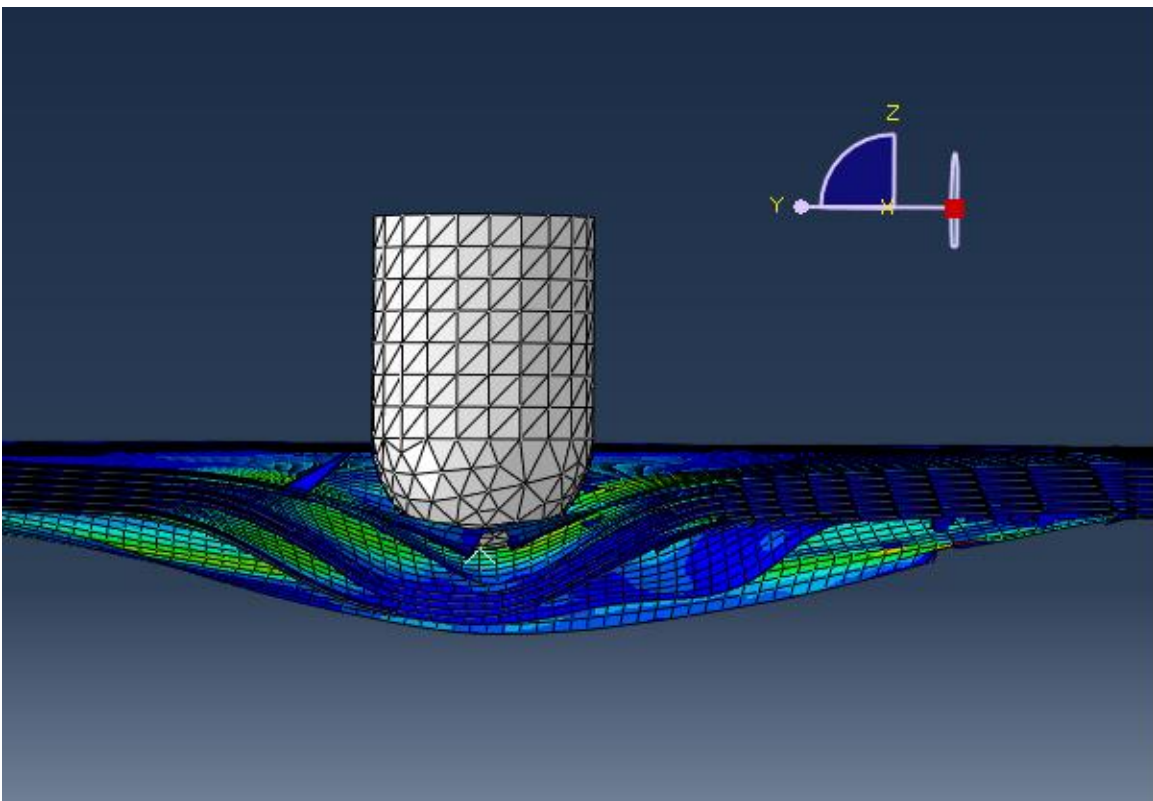


Fig. 5.24: Dinamica dell'impatto, $t = 3,5$ ms

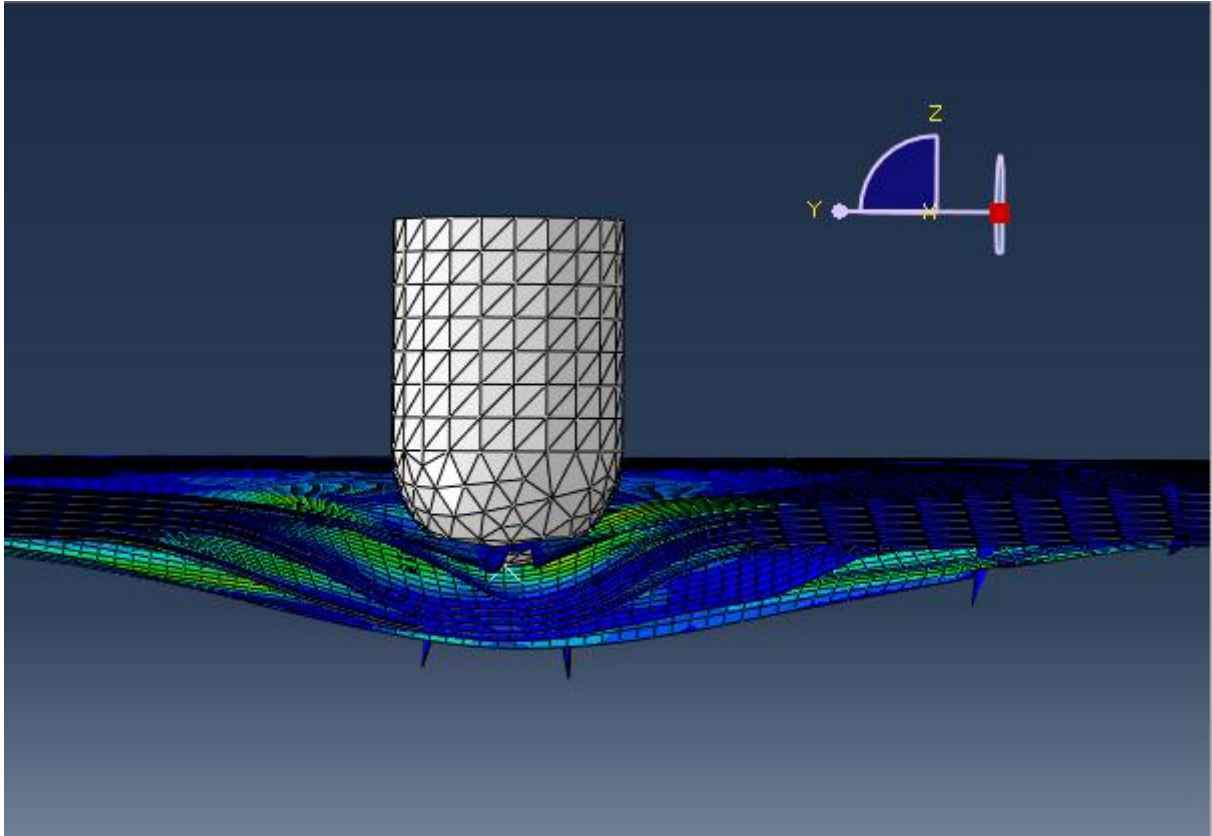


Fig. 5.25: Dinamica dell'impatto, $t = 4,5$ ms

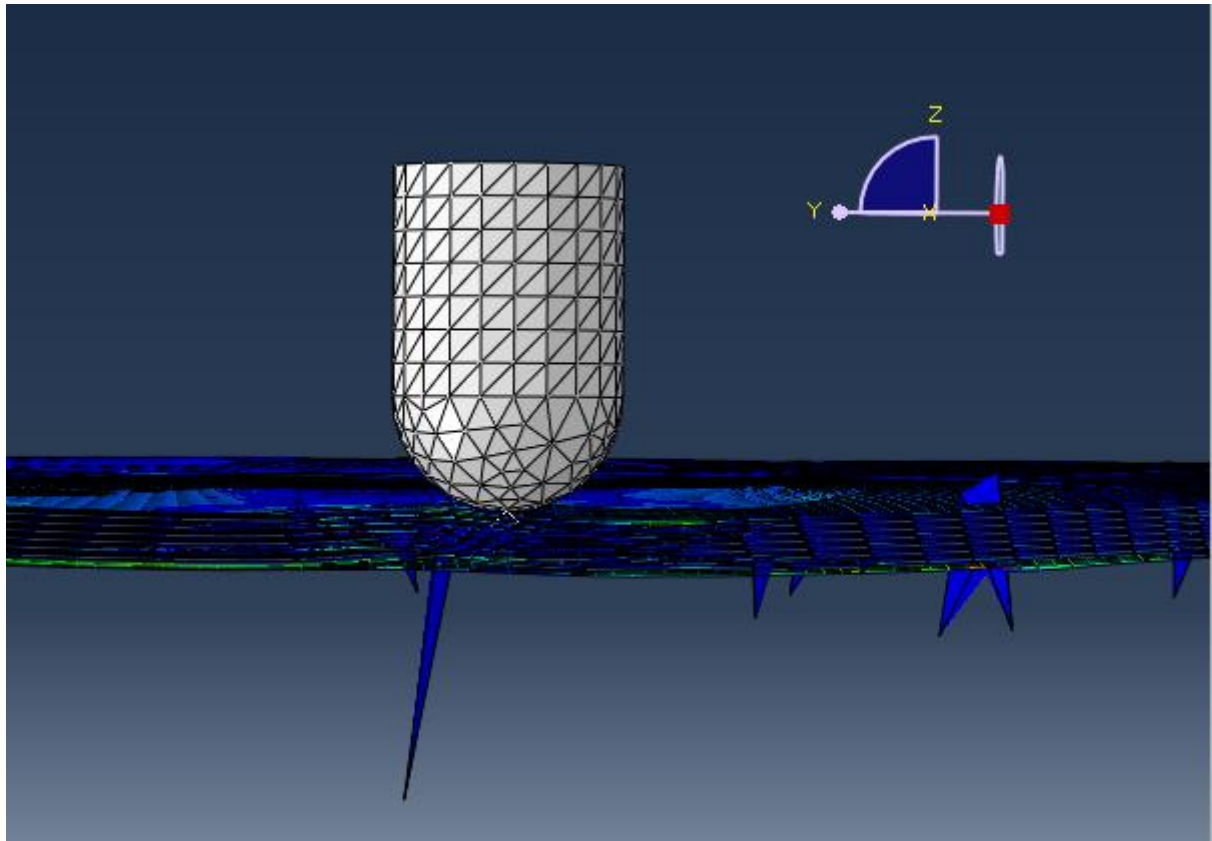


Fig. 5.26: Dinamica dell'impatto, $t = 8$ ms

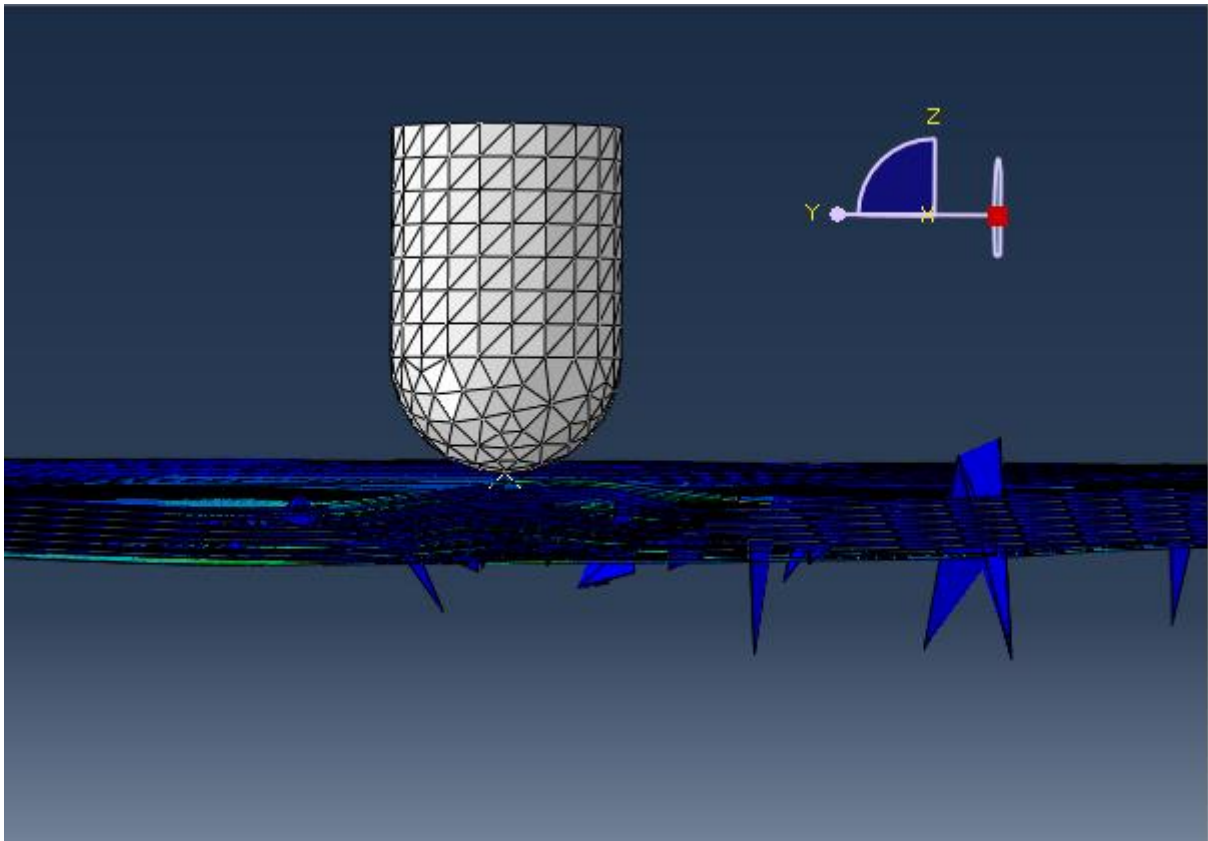


Fig. 5.27: Dinamica dell'impatto, $t = 10$ ms

In Fig. 5.22 si vede il momento d'impatto e la conseguente deformazione del provino. Deformazione che continua a crescere fino a raggiungere dimensioni notevoli in Fig. 5.23. In Fig. 5.24 come nel caso di impatto centrale, nel momento in cui l'impattatore inverte il suo moto, cominciano a formarsi schegge nella mesh. Nelle Fig. 5.25 e 5.26 si osserva invece l'evolversi della simulazione nel ritorno elastico del materiale fino all'istante finale.

Proseguiamo con l'analisi visiva delle delaminazioni nelle interfacce tra le lamine, dove valgono le osservazioni fatte nel caso precedente in termini di forma, dimensioni e orientamento delle delaminazioni.

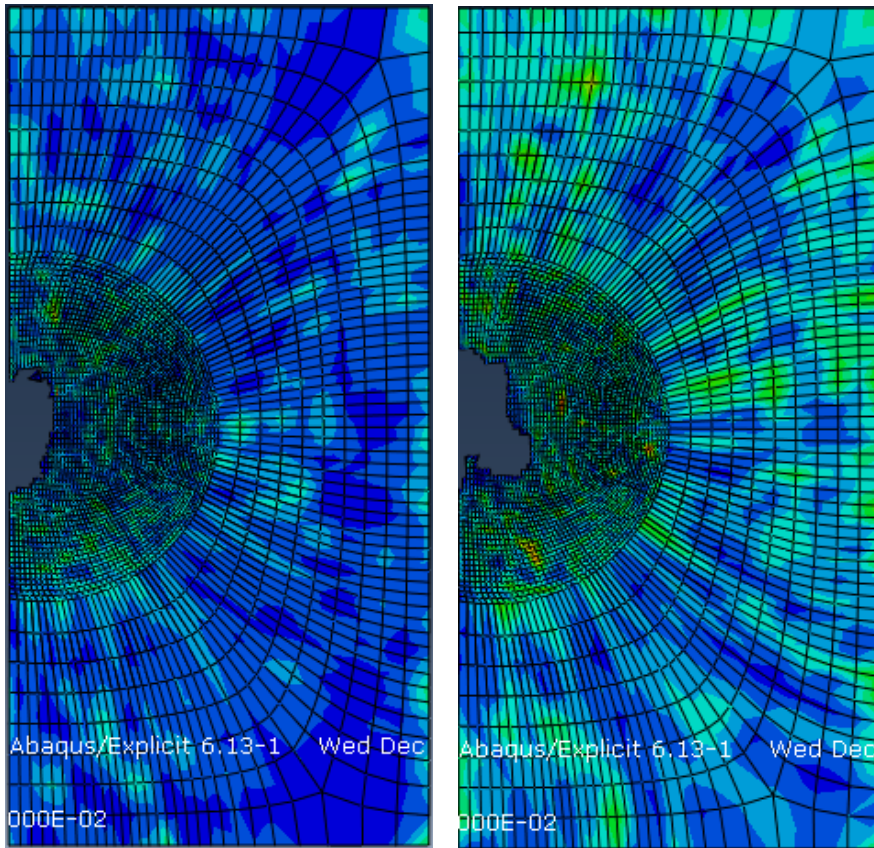


Fig. 5.28: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 1/2 e 2/3

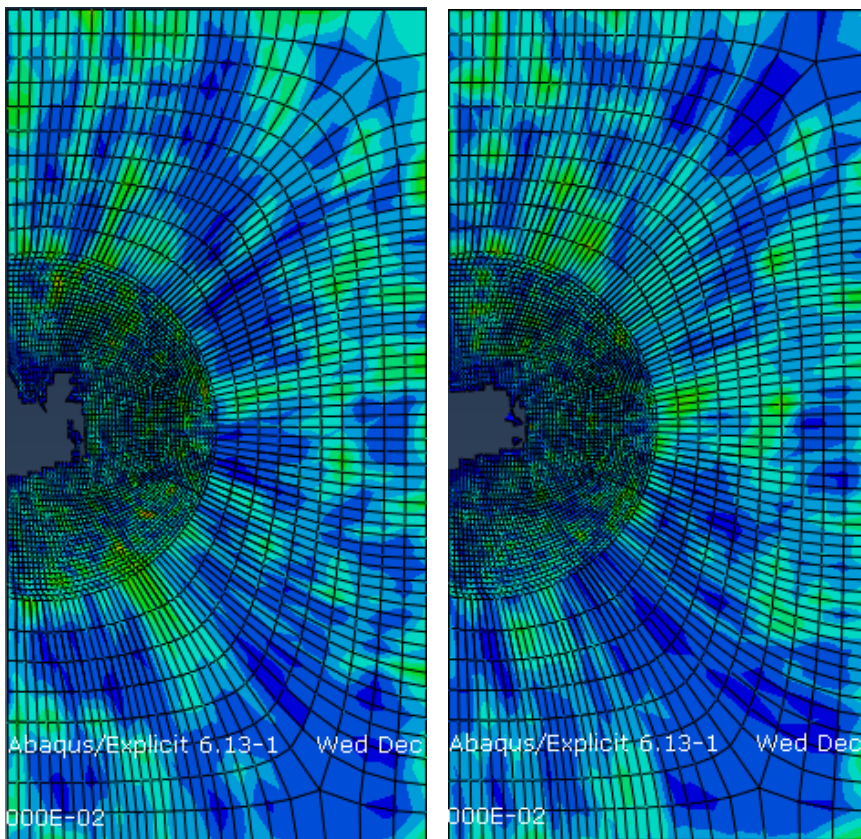


Fig. 5.29: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 3/4 e 4/5

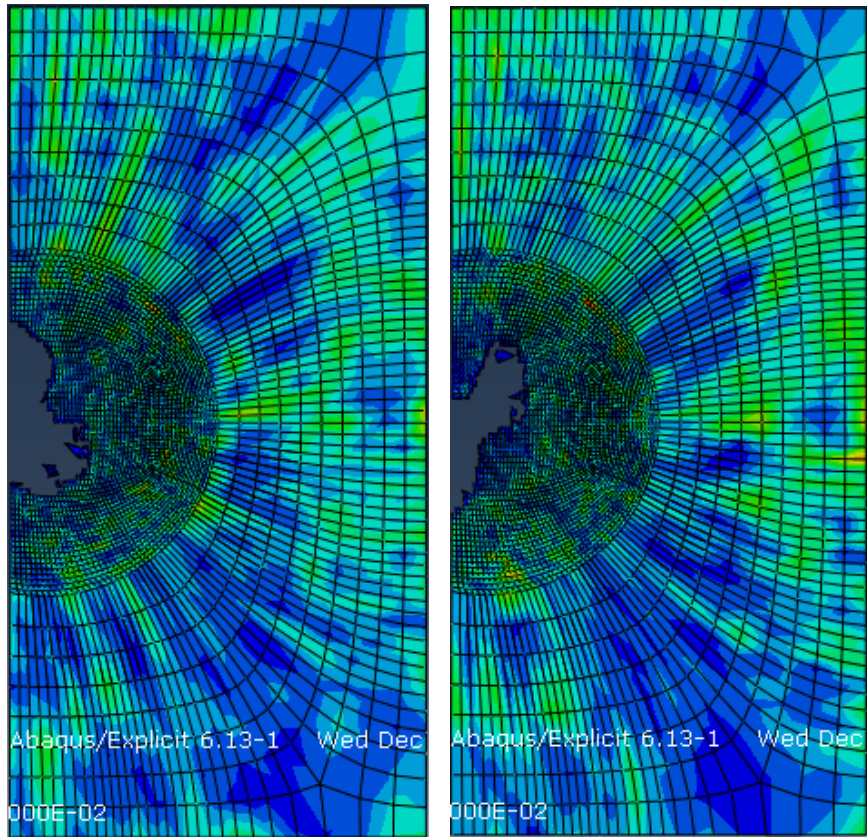


Fig. 5.30: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 5/6 e 6/7

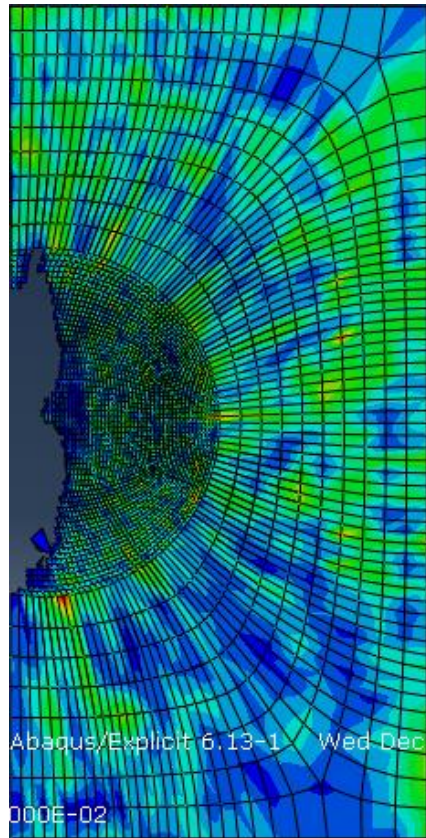


Fig. 5.31: Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 7/8

Al contrario di quanto avvenuto per l'impatto centrale, nel caso di impatto in prossimità del bordo si è riscontrato un caso di rottura delle fibre, seppur limitato, nella lamina 1 che è quella che subisce l'urto ed esattamente nel punto d'impatto.

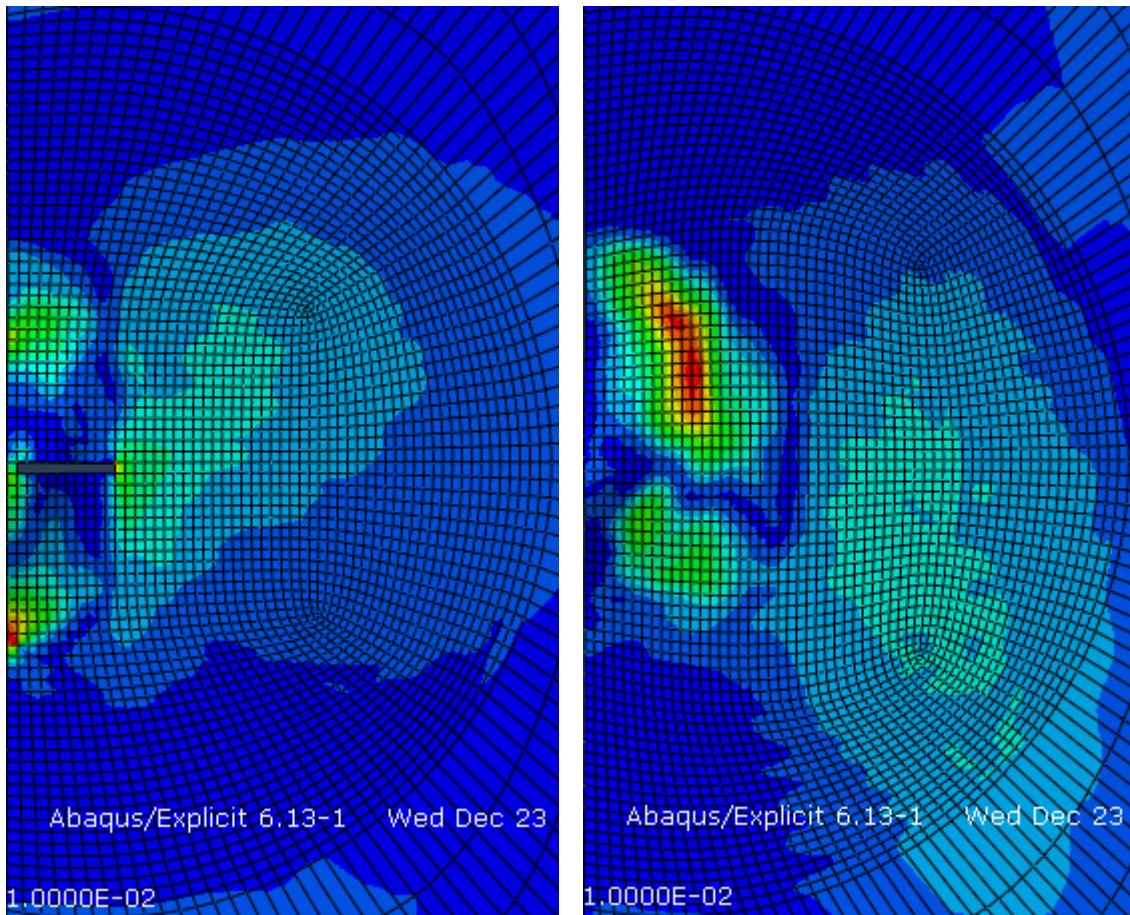


Fig. 5.32: Danneggiamento delle fibre, lamina 1 e 2

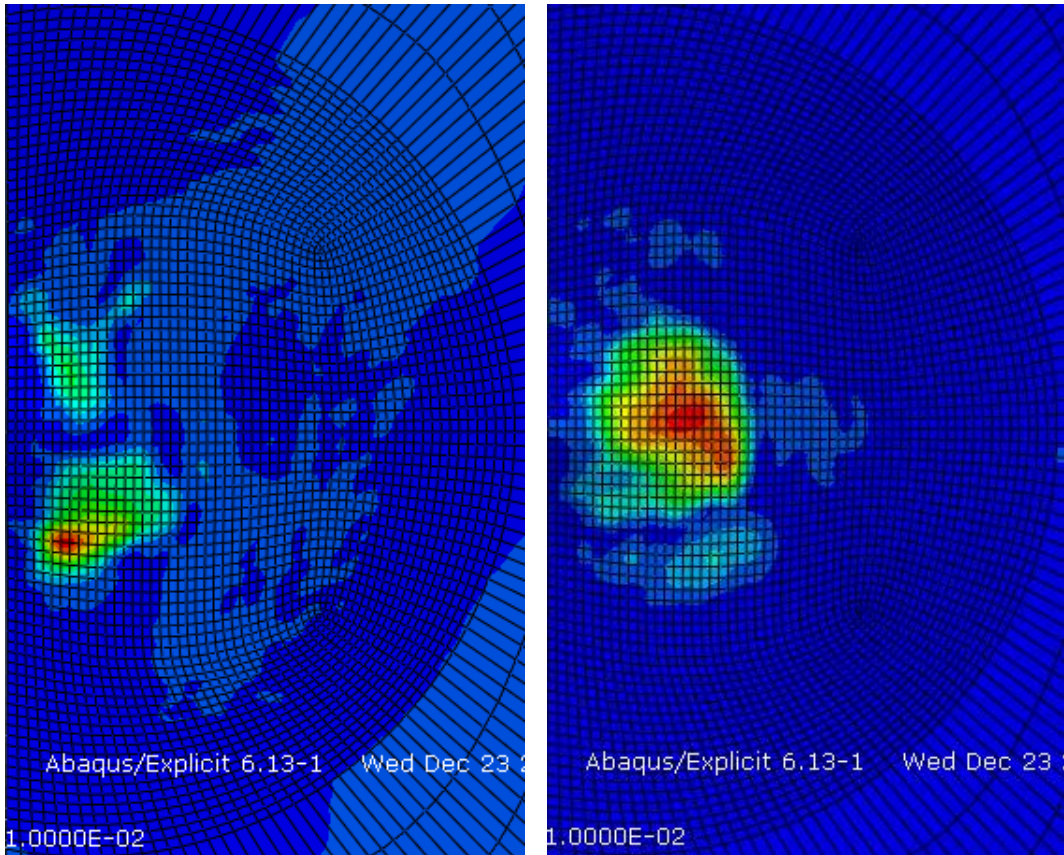


Fig. 5.33: Danneggiamento delle fibre, lamina 3 e 4

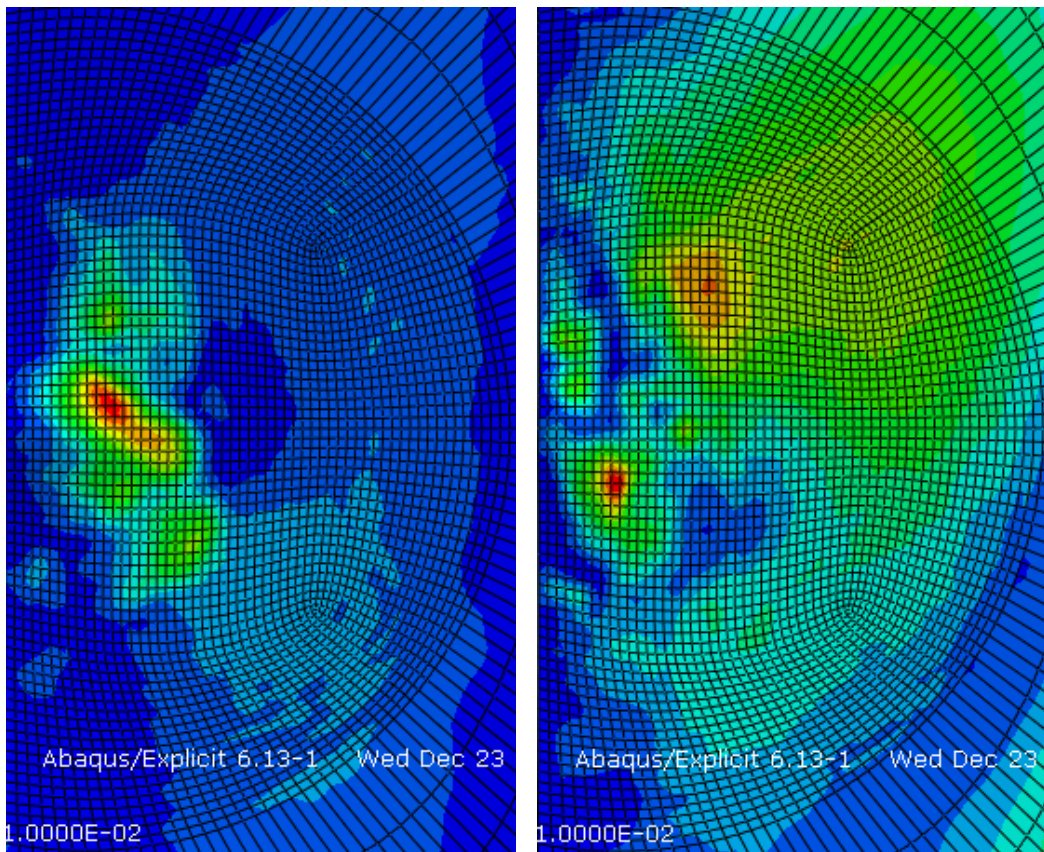


Fig. 5.34: Danneggiamento delle fibre, lamina 5 e 6

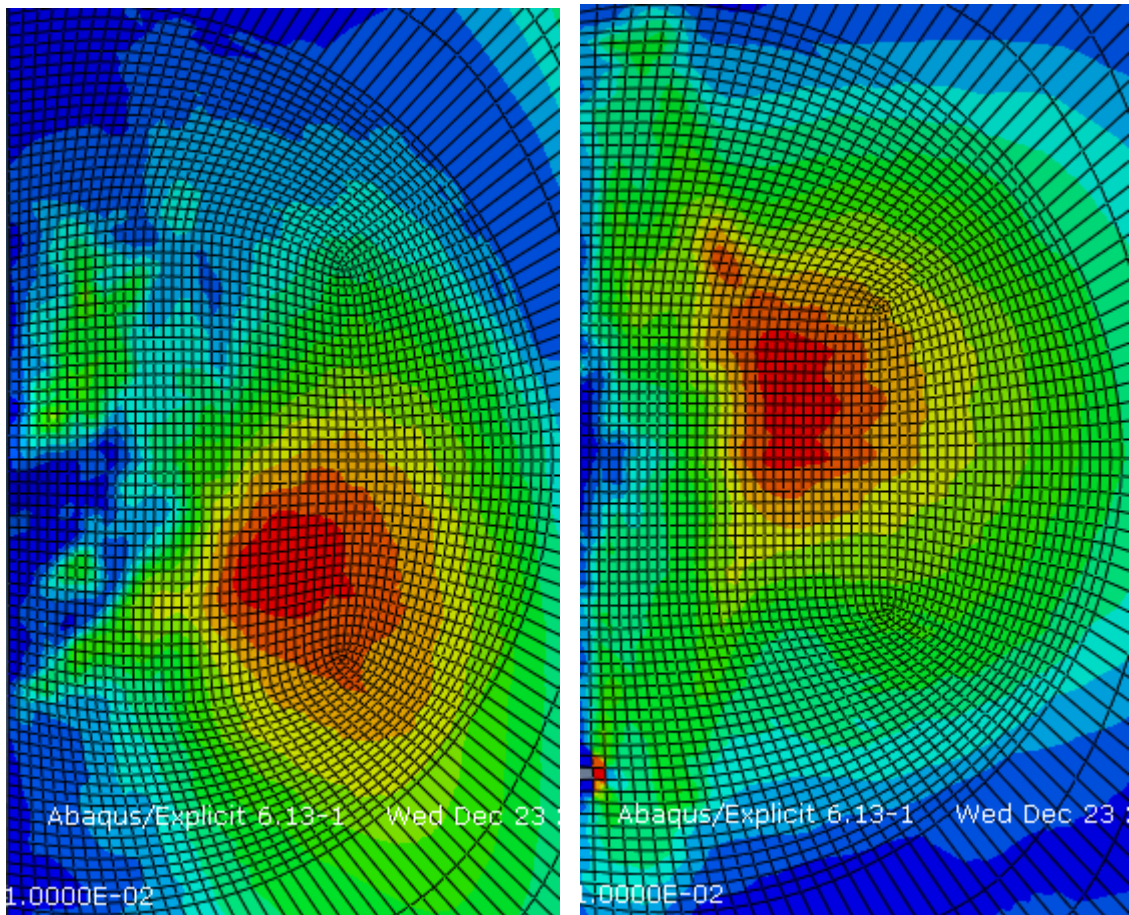


Fig. 5.35: Danneggiamento delle fibre, lamina 7 e 8

Procediamo infine con l'analisi visiva dello stato tensionale residuo nel caso di impatto in prossimità del bordo, notando anche in questo caso l'andamento delle tensioni massime coerente con l'orientamento delle fibre.

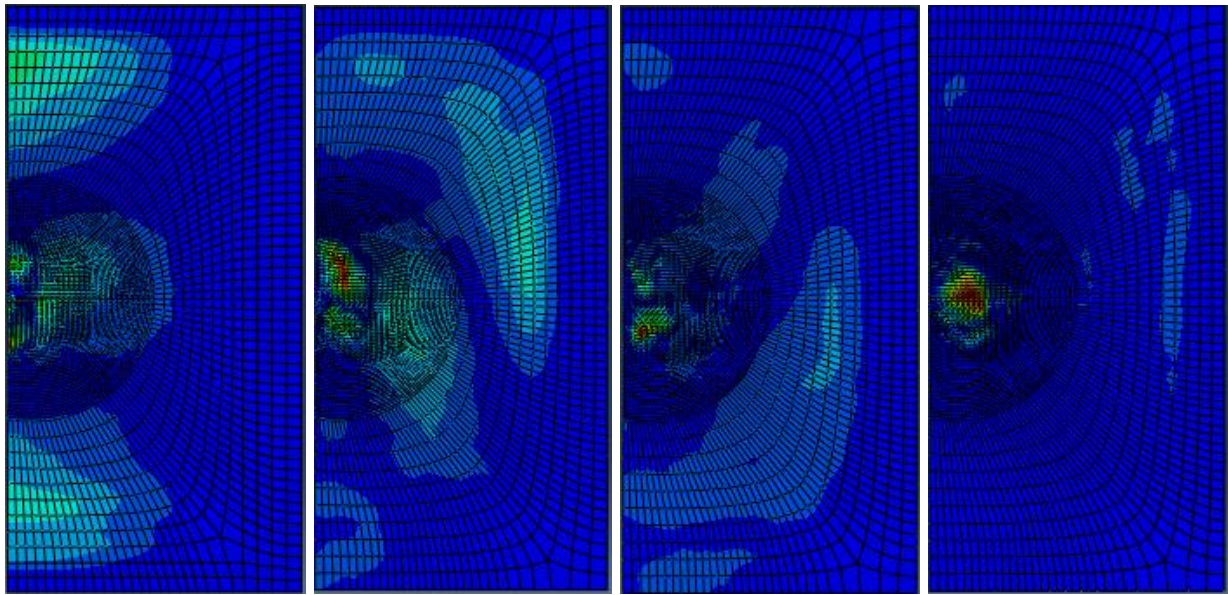


Fig. 5.36: Tensioni residue nelle lamine da 1 a 4, orientamento fibre [0,-45,45,90]

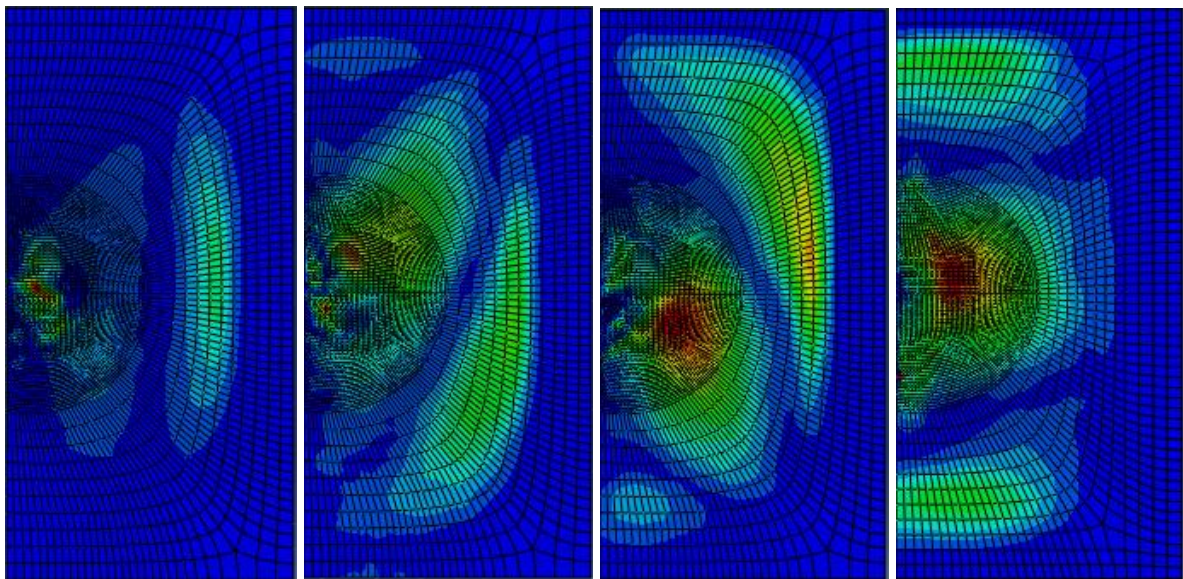


Fig. 5.37: Tensioni residue nelle lamine da 5 a 8, orientamento fibre [0,45,-45,90]

Sia nel caso di impatto centrale che in quello di impatto in prossimità del bordo, si può notare inoltre che l'estensione delle tensioni residue, nonché l'intensità delle stesse, ha un andamento crescente dalla lamina 1 che subisce l'urto, alla lamina 8 che rimane la più distante. La teoria ci viene incontro in questo caso e ci spiega che ciò è dovuto al fatto che, essendo il laminato sottile, i danni maggiori (e conseguentemente le tensioni maggiori) si riscontrano sul lato opposto rispetto all'urto, a causa dell'elevato momento flettente.

5.3 Confronto tra i risultati dei modelli

Si procede ora a porre a confronto i risultati delle due simulazioni per osservarne le differenze sostanziali.

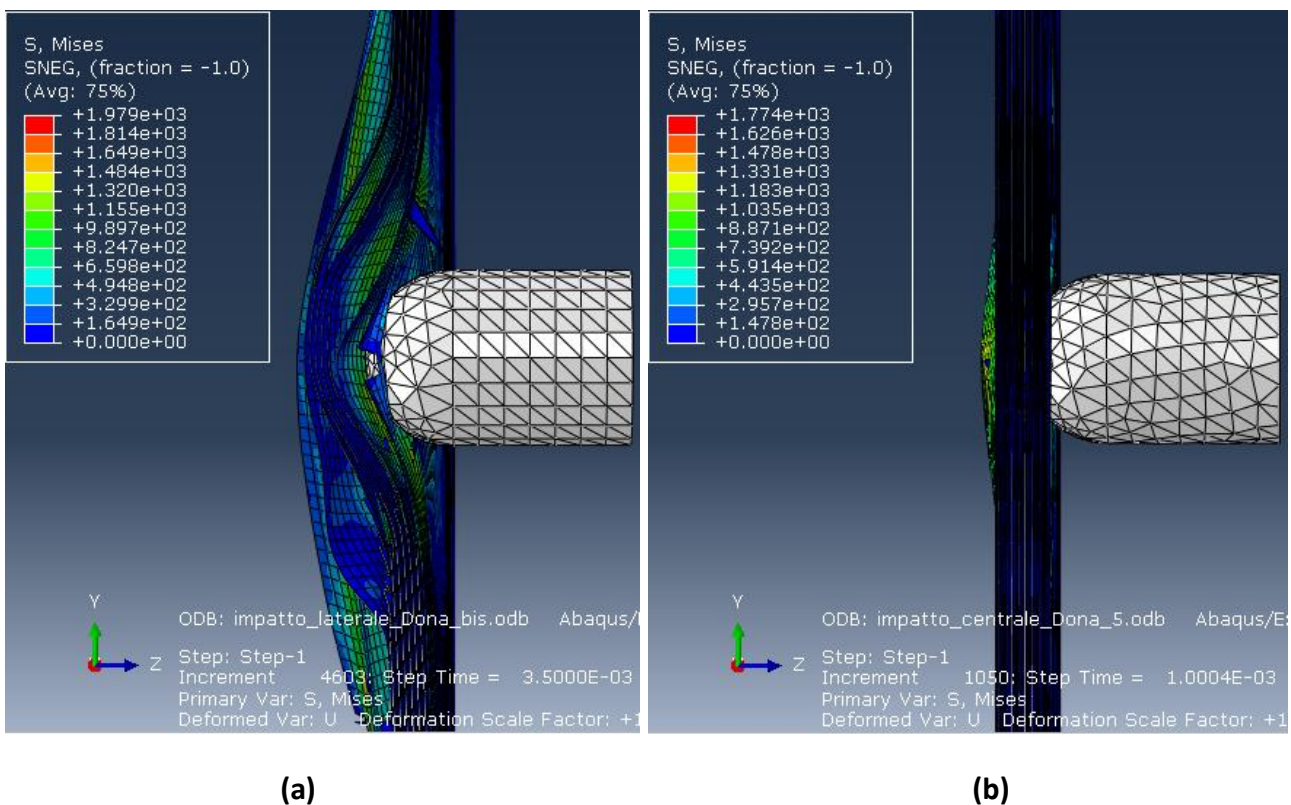
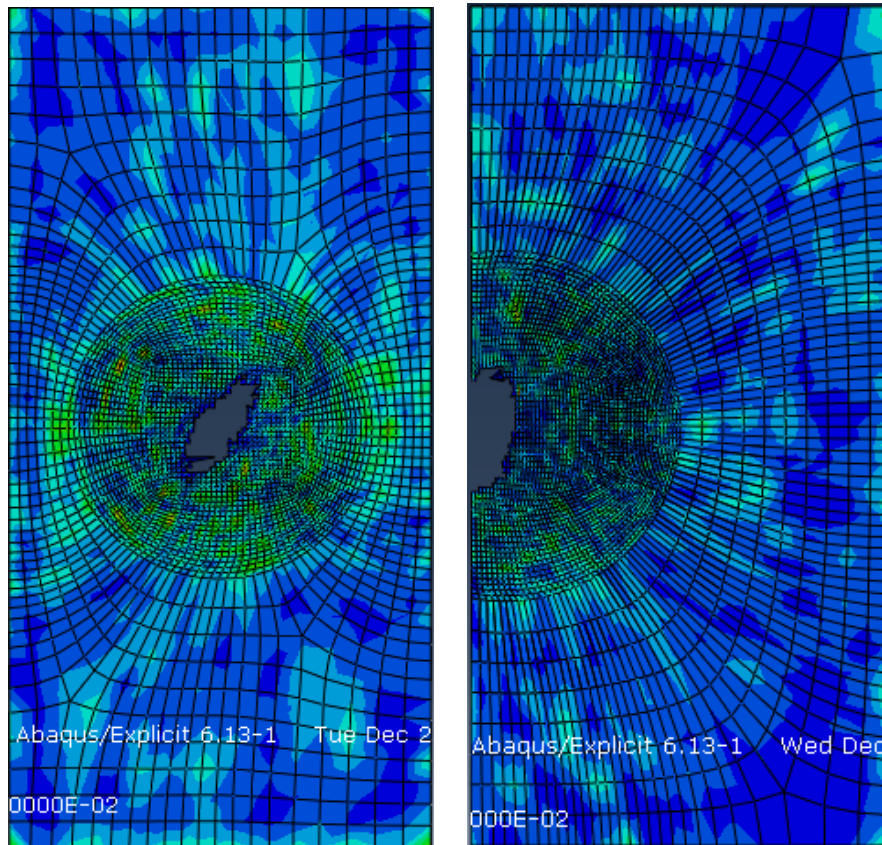


Fig. 5.38: Deformazione massima in impatto in prossimità del bordo (a) e impatto centrale (b)

La prima e più visibile differenza tra i due tipi di impatto, sta nelle maggiori deformazioni e tensioni riscontrate nel caso di impatto vicino al bordo (Fig. 5.36). Ciò era lecito aspettarselo date le differenti condizioni al contorno. Mentre nel caso di impatto centrale si ha una situazione di incastro su tutti i lati del provino, nell'impatto vicino al bordo, tale bordo è libero per cui il punto d'impatto risulta più lontano rispetto al caso precedente. Il laminato risulta perciò meno rigido, offrendo una minor resistenza alla deformazione, tant'è che anche la deformazione massima

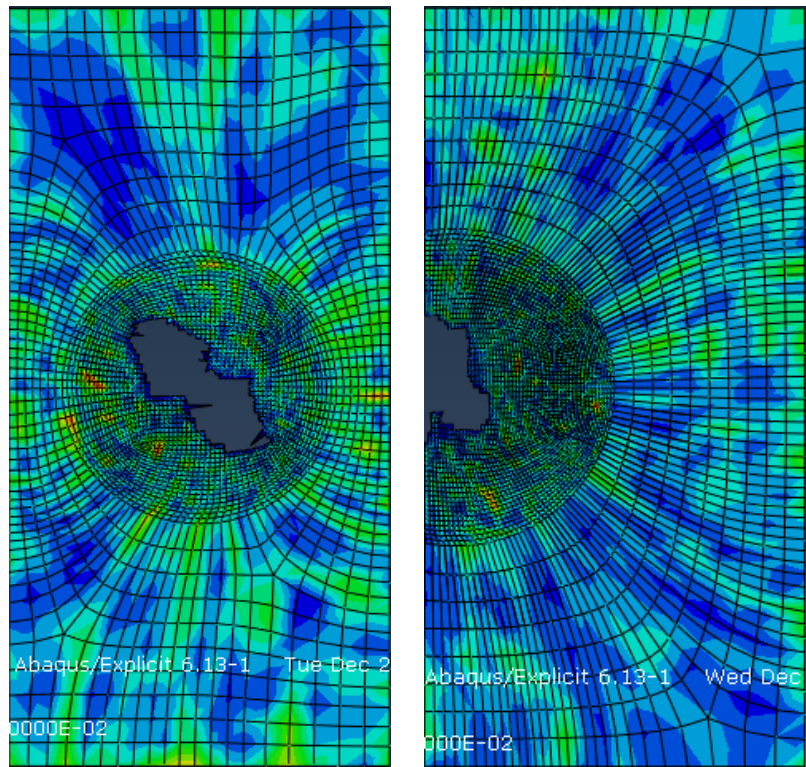
avviene in due tempi differenti nei due casi: 1 ms per l'impatto centrale e 3,5 ms per l'impatto in prossimità del bordo.



(a)

(b)

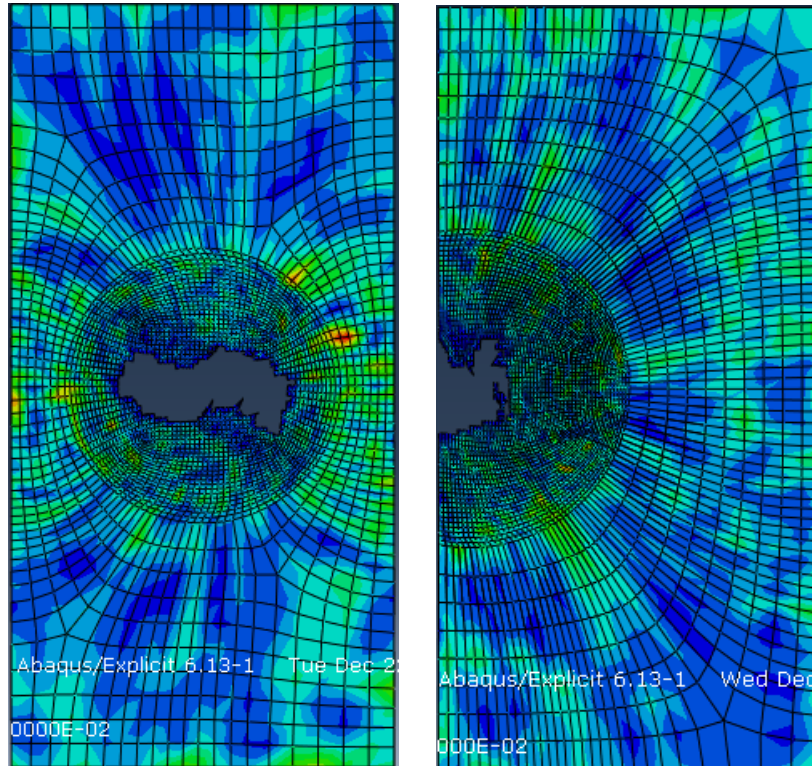
Fig. 5.39: Confronto delaminazioni coesivo 1, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale



(a)

(b)

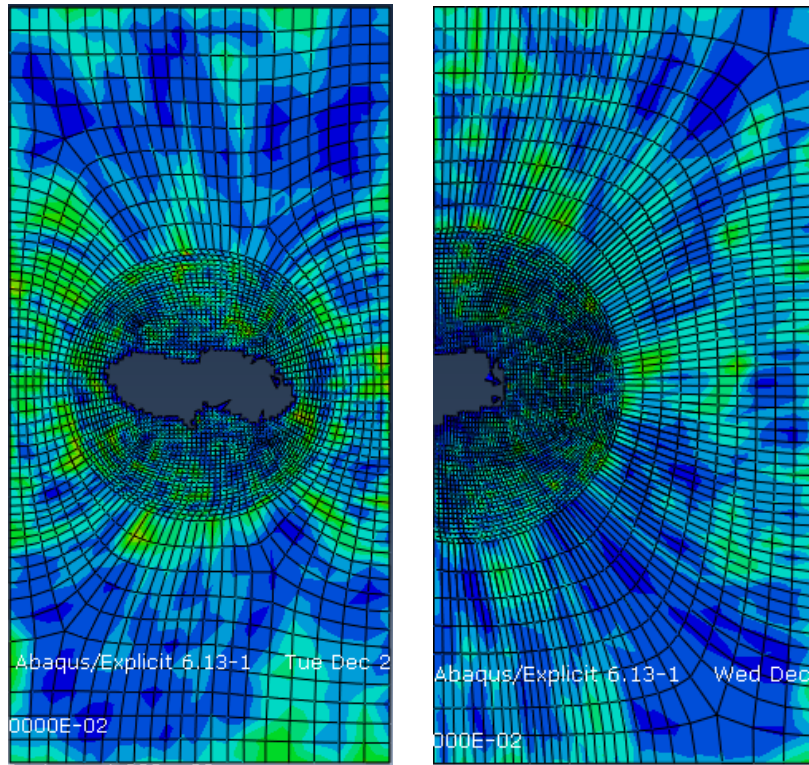
Fig. 5.40: Confronto delaminazioni coesivo 2, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale



(a)

(b)

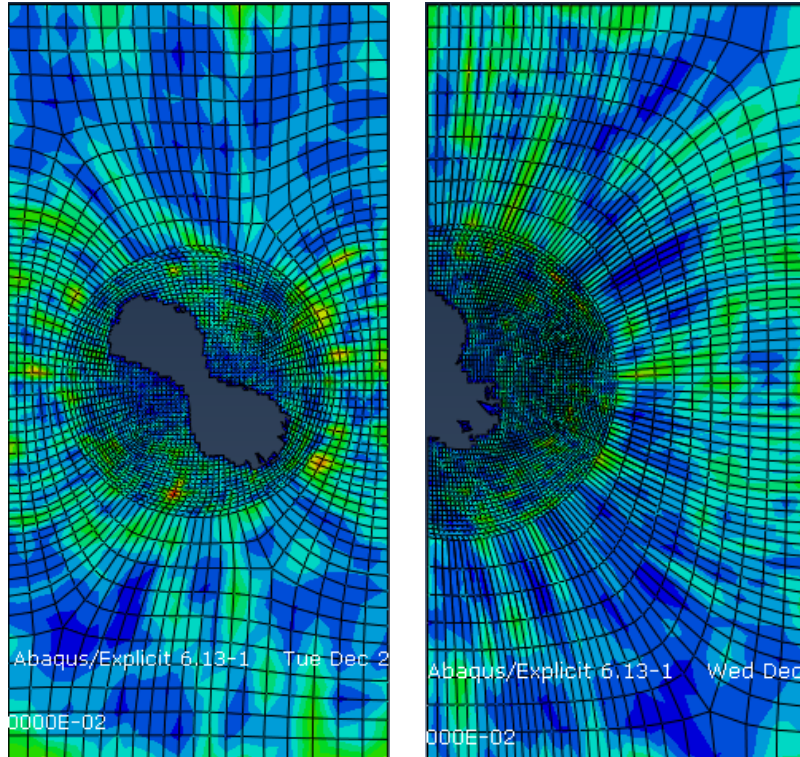
Fig. 5.41: Confronto delaminazioni coesivo 3, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale



(a)

(b)

Fig. 5.42: Confronto delaminazioni coesivo 4, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale



(a)

(b)

Fig. 5.43: Confronto delaminazioni coesivo 5, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale

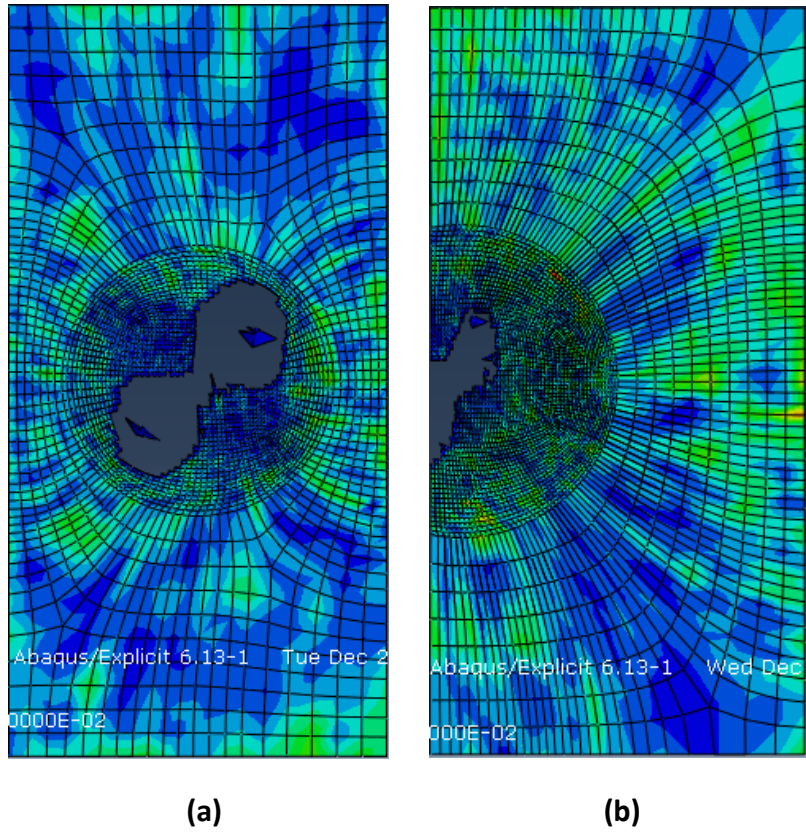


Fig. 5.44: Confronto delaminazioni coesivo 6, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale

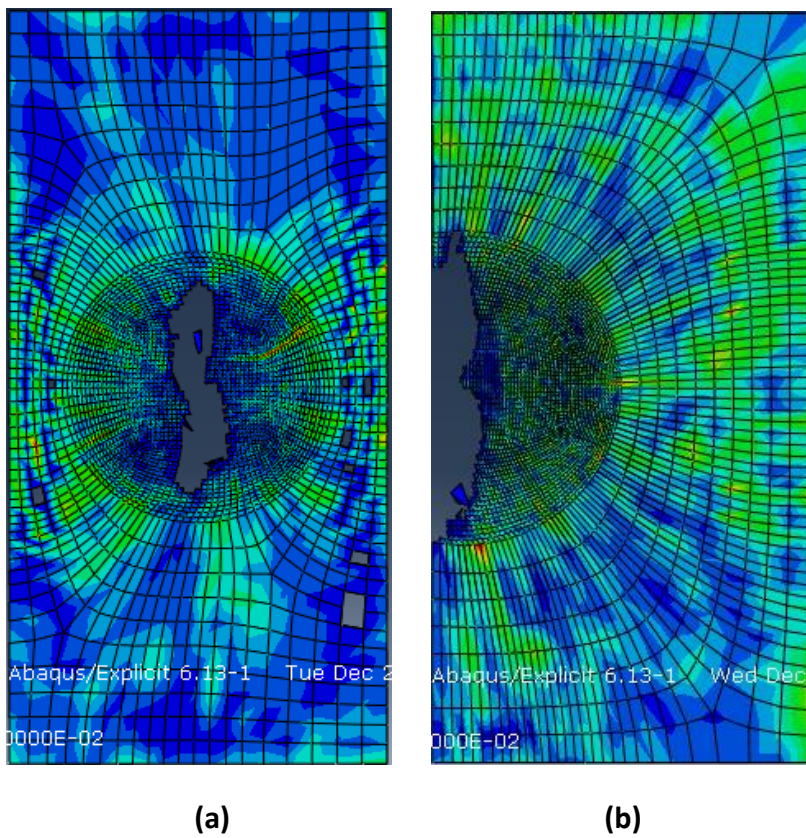


Fig. 5.45: Confronto delaminazioni coesivo 7, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale

Da un confronto qualitativo tra le delaminazioni visibili nei due differenti tipi di impatto, si può osservare un generale peggioramento nel caso dell'impatto vicino al bordo. E' interessante mettere a confronto le delaminazioni con stesso orientamento lungo i vari strati, come ad esempio Fig. 5.38 e 5.41. Osservandole attentamente si può vedere che nel caso di impatto in prossimità del bordo chiaramente la presenza del bordo stesso interrompe la delaminazione, ma se consideriamo il singolo lobo della delaminazione centrale, il suo omologo laterale ha una dimensione maggiore. Da ciò si deduce che se anche globalmente la delaminazione centrale risulta più estesa, si può pensare che la delaminazione laterale ha solo la metà del percorso su cui svilupparsi e ciò nonostante il caso di impatto in prossimità del bordo risulta peggiorativo. Un'osservazione particolare merita la Fig. 5.43 rappresentante l'ultimo strato di coesivo, quello cioè più distante dal punto d'impatto. Come più volte ricordato questa è la zona dove si osservano i danni maggiori ed infatti in questo caso la delaminazione laterale risulta addirittura maggiore della sua omologa centrale nel suo insieme.

Tali osservazioni possono venire confermate dai risultati di compressione a seguito d'impatto riscontrati da Chiocchini nella sua campagna sperimentale [6], dove la resistenza a compressione dei provini che hanno subito l'impatto vicino al bordo risulta nettamente inferiore rispetto a quelli con impatto centrale.

Per concludere si ricorda infine che l'unico episodio di rottura delle fibre, si è riscontrato nel caso di impatto sul bordo ed in particolare sulla prima lamina, quella cioè che subisce l'urto. Tale dato, congiuntamente con quelli precedenti e ai risultati sperimentali tratti dall'elaborato di Chiocchini, avvalorata la tesi che il caso di impatto vicino al bordo risulti peggiorativo per le performance meccaniche del laminato rispetto al caso di impatto centrale.

Conclusioni e sviluppi futuri

Lo scopo del presente lavoro è stato quello di sviluppare un modello numerico, basato su un software commerciale agli elementi finiti, in grado di simulare un impatto a bassa energia su un campione di materiale composito a matrice polimerica rinforzata con fibre di carbonio unidirezionali, mediante l'utilizzo di un pendolo di Charpy opportunamente modificato per lo scopo. Il lavoro segue l'attività svolta da Chiocchini Alessandro [6] nei laboratori hangar dell'Università di Bologna a Forlì. In questo elaborato mi sono limitato a valutare la formazione di delaminazioni a seguito dell'urto in due casi distinti: impatto centrale e vicino al bordo del provino.

Le delaminazioni seguono con buona approssimazione le indicazioni della teoria, ovvero mantengono una direzione parallela alle fibre della lamina inferiore ed hanno una forma a doppio lobo, con un generale aggravio nel caso di impatto sul bordo.

In futuro sarebbe interessante confrontare il modello numerico con risultati sperimentali per valutare le differenze di forma e dimensione tra le delaminazioni simulate e quelle effettivamente riscontrate tramite controlli non distruttivi. Sarebbe inoltre utile sviluppare ulteriormente questo modello per continuare la simulazione con una prova di *compression after impact*.

Un modello validato da risultati sperimentali, perfezionato e completato come sopra suggerito, sarebbe un utile strumento alla futura progettazione riguardante l'utilizzo dei materiali compositi e permetterebbe di ridurre sia i costi che i tempi della sperimentazione, fornendo così un ulteriore sviluppo a questa gamma di materiali che stanno via via sostituendo le leghe metalliche in diversi settori come quello aeronautico.

Bibliografia

- [1] Sanjay K. Mazundar, '*Composites Manufacturing: Materials, Product and Process Engineering*', CRC Press, 2002.
- [2] Daniel Gay, Suong V. Hoa, Stephen W. Tsai, '*Composite Materials Design and Application*', CRC Press, 2003.
- [3] MIL-HDBK-17 – '*Composite Materials Handbook*', 2002.
- [4] S.Abrate, '*Impact on composites structures*', Cambridge University Press, 2005.
- [5] Joshua M. Duell, '*Impact Testing of Advanced Composites*'.
- [6] Alessandro Chiocchini, '*Valutazione del comportamento di materiali compositi sottoposti ad impatti near edge*', Tesi di laurea triennale, Università di Bologna 2014.
- [7] Ever J. Barbero, '*Finite element analysis of composite materials using Abaqus*', West Virginia University, 2008.
- [8] Luca Boni, '*Modello numeric per la valutazione del comportamento di pannelli irrigiditi in materiali compositi soggetti ad impatto*', 2010.

Elenco delle figure

1.1 Relazione tensione-deformazione di un generico materiale composito.....	3
1.2 Compositi particellari e fibrosi.....	5
1.3 Formula chimica del poliacrilonitrile.....	6
1.4 Ciclo termico e di pressione in processo di polimerizzazione.....	9
1.5 Risposta del laminato per differenti tempi di contatto.....	13
1.6 Evoluzione del danno “ad albero di Natale”, (a) laminato spesso, (b) laminato sottile.....	15
1.7 Modi di propagazione della delaminazione.....	16
2.1 Schema semplificato pendolo di Charpy.....	17
2.2 Impattatore.....	19
2.3 Contrappeso regolabile montato su asta filettata.....	19
2.4 Asta in equilibrio con baricentro sulla cerniera (senza impattatore).....	20
2.5 Goniometro.....	20
2.6 Impronta BVID sul provino.....	21
2.7 Afferraggio.....	22
2.8 Vista laterale dell’afferraggio.....	22
2.9 Visione d’insieme della struttura utilizzata per gli impatti.....	23
3.1 Modello di trasferimento degli sforzi per CMZ.....	27
3.2 Modello di zona coesiva per la simulazione della propagazione di una cricca.....	28
3.3 Modi di propagazione della cricca, (a) apertura, (b) taglio, (c) strappo.....	28
4.1 Impattatore, immagine 3D e forma in pianta con quote in [mm].....	32
4.2 Discretizzazione dell’impattatore.....	34

4.3 Stratificazione di elementi shell (fibre) a spessore nullo e elementi 3D (coesivi).....	37
4.4 Problemi di convergenza della simulazione osservabili nella presenza di compenetrazione di alcuni elementi di mesh.....	38
4.5 Mesh di lamine e coesivi nel caso di impatto centrale e laterale.....	39
4.6 Condizione al contorno tra l'impattatore e la prima lamina.....	40
4.7 Condizioni al contorno sugli afferraggi.....	42
5.1 Dinamica dell'impatto, t = 0 s.....	43
5.2 Dinamica dell'impatto, t = 1 ms.....	44
5.3 Dinamica dell'impatto, t = 2 ms.....	44
5.4 Dinamica dell'impatto, t = 3,5 ms.....	45
5.5 Dinamica dell'impatto, t = 6,5 ms.....	45
5.6 Dinamica dell'impatto, t = 8 ms.....	46
5.7 Dinamica dell'impatto, t = 10 ms.....	46
5.8 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 1/2 e 2/3.....	48
5.9 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 3/4 e 4/5.....	48
5.10 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 5/6 e 6/7.....	49
5.11 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 7/8.....	49
5.12 Danneggiamento delle fibre, lamina 1.....	50
5.13 Danneggiamento delle fibre, lamina 2.....	51
5.14 Danneggiamento delle fibre, lamina 3.....	51
5.15 Danneggiamento delle fibre, lamina 4.....	52
5.16 Danneggiamento delle fibre, lamina 5.....	52
5.17 Danneggiamento delle fibre, lamina 6.....	53
5.18 Danneggiamento delle fibre, lamina 7.....	53

5.19 Danneggiamento delle fibre, lamina 8.....	54
5.20 Tensioni residue nelle lamine da 1 a 4, orientamento fibre [0,-45,45,90].....	55
5.21 Tensioni residue nelle lamine da 5 a 8, orientamento fibre [90,45,-45,0].....	55
5.22 Dinamica dell'impatto, t = 0 ms.....	56
5.23 Dinamica dell'impatto, t = 0,5 ms.....	57
5.24 Dinamica dell'impatto, t = 3,5 ms.....	57
5.25 Dinamica dell'impatto, t = 4,5 ms.....	58
5.26 Dinamica dell'impatto, t = 8 ms.....	58
5.27 Dinamica dell'impatto, t = 10 ms.....	59
5.28 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 1/2 e 2/3.....	60
5.29 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 3/4 e 4/5.....	60
5.30 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 5/6 e 6/7.....	61
5.31 Delaminazioni all'interfaccia tra le lamine 7/8.....	61
5.32 Danneggiamento delle fibre, lamina 1 e 2.....	62
5.33 Danneggiamento delle fibre, lamina 3 e 4.....	63
5.34 Danneggiamento delle fibre, lamina 5 e 6.....	63
5.35 Danneggiamento delle fibre, lamina 7 e 8.....	64
5.36 Tensioni residue nelle lamine da 1 a 4, orientamento fibre [0,-45,45,90].....	65
5.37 Tensioni residue nelle lamine da 5 a 8, orientamento fibre [0,45,-45,90].....	65
5.38 Deformazione massima in impatto in prossimità del bordo (a) e impatto centrale(b).....	66
5.39 Confronto delaminazioni coesivo 1, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale	67
5.40 Confronto delaminazioni coesivo 2, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale	68

5.41 Confronto delaminazioni coesivo 3, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale	68
5.42 Confronto delaminazioni coesivo 4, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale	69
5.43 Confronto delaminazioni coesivo 5, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale	69
5.44 Confronto delaminazioni coesivo 6, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale	70
5.45 Confronto delaminazioni coesivo 7, (a) impatto centrale, (b) impatto laterale	70

Elenco delle tabelle

1.1 Confronto tra fibre di carbonio ottenute da PAN e Pece.....	7
1.2 Caratteristiche meccaniche a confronto.....	8
1.3 Caratteristiche generali delle matrici polimeriche a temperatura ambiente.....	11
4.1 Caratteristiche meccaniche delle fibre.....	35
4.2 Caratteristiche meccaniche della resina.....	36

Ringraziamenti

Al termine di questo percorso pluriennale, lungo e difficoltoso a causa di diversi fattori, sento forte il desiderio di ringraziare tutti coloro che hanno contribuito a farmi tagliare questo traguardo.

In primis alla mia famiglia che mi ha insegnato il valore dell'indipendenza e mi ha dato un lavoro che fino ad ora mi ha sempre permesso di mantenere i miei studi e la mia vita privata. Grazie ai miei genitori Elga, Paolo e Stefano. Grazie a mio fratello Andrea che col suo spirito riesce sempre a tirarmi su di morale e a sua moglie Cristina.

Grazie al Professor Enrico Troiani che ho sempre apprezzato come insegnante e che mi ha dato l'opportunità di sviluppare questo lavoro di tesi. Un grazie particolare all'ingegner Maria Pia Falaschetti, alla sua pazienza e al suo prezioso contributo che ha sempre portato avanti dagli anni di corso fino al presente elaborato. Grazie soprattutto per la sua amicizia.

Grazie anche a tutti i compagni di corso che mi hanno dimostrato la loro amicizia e hanno reso gli anni di università belli da vivere. Grazie a Marco B., Stefano, Andrea, Marco L., Alberto.

Grazie anche a tutti i miei amici di vecchia data che con la loro amicizia e allegria mi hanno sempre aiutato a scaricare la tensione dello studio e del lavoro. Un grazie particolare al mio amico Cecco che rappresenta tuttora un esempio da seguire e che mi ha veramente aiutato in modo prezioso, sia durante il periodo universitario che dopo. Lui sa bene perché. Grazie anche a Borgo che nonostante le carriere diverse che hanno preso i nostri studi ha continuato ad essermi vicino come nessun'altro.

Infine ma non per ultima voglio ringraziare Cinzia, la compagna della mia vita, che da ormai cinque anni a questa parte mi accompagna passo passo in ogni aspetto della mia vita. Se sono arrivato a questo punto è soprattutto grazie al suo supporto, alla sua comprensione e al suo amore.