

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA MECCANICA
Classe LM-33

TESI DI LAUREA
in Tecnologie Speciali

Analisi del codice FEM PAM-CRASH per la simulazione
di materiali compositi soggetti ad impatto

CANDIDATO
Luca Polverelli

RELATORE
Prof. Lorenzo Donati

Anno Accademico 2015/2016
Sessione III

Indice

INTRODUZIONE	5
1. CRASHWORTHINESS	7
1.1. Generalità.....	7
1.2. Terminologia.....	8
1.3. Definizione dell'Energia Specifica Assorbita (SEA)	11
1.4. Tipologie di prove.....	12
1.5. Tipologie di collasso	12
1.5.1. Cedimento improvviso	12
1.5.2. Cedimento progressivo	13
1.5.3. Transverse shearing (o Fragmentation Mode)	13
1.5.4. Lamina bending (o Splaying Mode)	15
1.5.5. Brittle fracturing	16
1.5.6. Local buckling (o Progressive Folding).....	16
1.6. Simulazione di impatti	18
3. ARTICOLI PRESENTI IN BIBLIOGRAFIA	21
3.1. Computational methods for predicting impact damage in composite structures [6,(2001)].....	21
3.1.1. Fabric Composite Global Ply Model	22
3.2. Numerical simulation of composite structures under impact [11,(1998)].....	29
3.2.1. Unidirectional Composite Bi-Phase Ply Model	29
3.2.2. Degenerate Composite Bi-Phase Ply Model	32
3.3. Improvement of numerical methods for crash analysis in future composite aircraft design [13,(1999)].....	34
3.4. Crash and impact simulation of aircraft structures hybrid and FE based approaches [16,(2000)].....	36
3.5. Numerical investigation of a crash test of a composite helicopter subfloor structure [17,(2001)].....	38
3.6. Development of a crashworthy composite fuselage for a commuter aircraft [19,(2001)].....	43
3.7. Progressive damage modelling of SMC composite materials [20,(2003)]	46
3.8. Simulating the progressive crushing of fabric reinforced composite structures [21,(2006)].....	49
3.9. An inverse approach to identify the constitutive model parameters for crashworthiness modelling of composite structures [22,(2004)]	51
3.10. Analysis of composite car bumper reinforcement [25,(2009)]	55

3.10.1.	Unidirectional Composite Global Ply Model.....	55
3.11.	Experimental and numerical investigation of the crushing response of an open section composite energy absorbing element [26,(2010)]	60
3.12.	Improved design methods for crashworthy composite helicopter structures [28,(2012)].....	63
3.13.	Modelling of CFRP crushing structures in explicit crash analysis [29,(2014)]	66
	70	
3.14.	Effect of strain rate on the failure mechanisms and energy absorption in polymer composite elements under axial loading [31,(2014)].....	70
3.	MODELLI DI DANNO	75
3.1.	Unidirectional Composite Bi-Phase Ply Model.....	75
3.2.1.	Degenerate Bi-phase Ply Model	79
3.2.2.	Considerazioni.....	79
3.2.	Unidirectional Composite Global Ply Model	80
3.2.2.	Considerazioni.....	85
3.3.	Fabric Composite Global Ply Model.....	85
6.3.1.	Considerazioni.....	89
3.3.	Modello di delaminazione	89
3.2.2.	Considerazioni.....	91
	BIBLIOGRAFIA.....	95

INTRODUZIONE

Negli ultimi anni nel mondo dell'industria automobilistica e aeronautica sta prendendo sempre più piede l'utilizzo di strutture assorbitrici realizzate in materiale composito. Questi materiali infatti oltre a possedere proprietà paragonabili a quelle dei metalli, coniugate ad un'importante riduzione della massa, possono essere modellati in modo da assorbire una notevole quantità di energia cinetica in caso di impatto. Viste le notevoli variabili presenti in fase di progettazione e i diversi metodi di rottura con cui questi materiali possono collassare, risulta fondamentale l'utilizzo di simulazioni che riescano a prevedere con precisione il loro comportamento. In questo progetto di tesi viene proposta un'analisi bibliografica degli articoli che affrontano questo studio con il software ad elementi finiti PAM-CRASH, analizzandone la metodologia e gli accorgimenti utilizzati. In tal modo è stato possibile esaminare i differenti modelli di danno adoperati nel corso degli anni, individuandone i punti di forza e le mancanze, stilando delle linee guida per il loro utilizzo pratico.

1. CRASHWORTHINESS

1.1. Generalità

Con il termine *crashworthiness* si indica la capacità di un veicolo o di assorbire energia cinetica a fronte di un impatto, tutelando così gli occupanti e le eventuali merci trasportate. L'obiettivo cardine della progettazione *crashworthiness* (o *crash-oriented design*) è quello di eliminare il danneggiamento di passeggeri e merci del veicolo incidentato o quantomeno tentare di ridurlo negli eventi di maggiore serietà [1].

Diversi studi hanno sottolineato come per soddisfare le condizioni necessarie alla sopravvivenza all'interno di un veicolo sia necessario assicurare il mantenimento di uno spazio vitale sufficiente per le esigenze tutti i passeggeri, oltre a fornire un appropriato assorbimento di energia tramite dispositivi dissipatori, munire il veicolo di sistemi per il contenimento delle persone o delle merci ed infine garantire la conservazione di adeguati spazi di fuga dal veicolo incidentato [1, 2, 3, 4].

Analizzando la reazione di un veicolo a fronte di un impatto si può osservare come la sua intera struttura sia soggetta ad una risposta immediata e contemporanea dei suoi vari componenti, che sono soggetti a carichi combinati di sforzi assiali e flessionali. Dato l'elevato grado di complessità di questi eventi risulta più conveniente e pratico scomporre la struttura e studiare ogni singolo componente individualmente, supponendo siano sottoposti al tipo di carico più semplice, ovvero quello assiale.

Con la progettazione a *crashworthiness* si riescono quindi a studiare il posizionamento di sottocomponenti di forma semplice in grado di aumentare il grado di assorbimento dell'energia e quindi la capacità di resistenza ad un impatto, senza arrecare ulteriori problematiche di aumento eccessivo di peso, dimensioni e costi. È ormai risaputo infatti che veicoli con elevata massa e dimensioni portino a più svantaggi che benefici; ad esempio oltre a richiedere spazi di arresto più elevati della media, a causa della loro elevata inerzia l'energia cinetica non viene dissipata efficacemente ma viene trasferita per intero ai passeggeri.

In passato i differenti dispositivi dissipatori sono sempre stati realizzati in metallo, ma negli ultimi anni sta emergendo l'interesse verso i materiali compositi a matrice

polimerica anche in questo settore, visto che questo tipo di materiali consente di ottenere ottime capacità di assorbimento di energia coniugate ad un'importante riduzione di peso. L'elevato numero di variabili disponibili in fase di progettazione di componenti in materiale composito, riesce a rendere possibile la creazione di componenti in grado di collassare in maniera graduale e dissipare una quantità di energia molto elevata.

1.2. Terminologia

Definiamo ora i parametri che identificano il processo di crashworthiness, che si possono ricavare sperimentalmente con prove in laboratorio ed osservare nel grafico carico-spostamento (Fig. 1) [1].

- *Peak Force* (F_{max}): individua il carico massimo raggiunto durante la prova, identificabile come il picco nel diagramma forza-spostamento;
- *Average Crush Force* (F_{avg}): è il valore medio raggiunto dal carico durante lo schiacciamento, viene a volte indicato anche come *Sustained Load*;
- *Stroke*: rappresenta lo spostamento, ovvero di quanto viene schiacciato il provino. A volte viene indicato anche come schiacciamento (*crush*) o spostamento (*displacement*);
- *Crush Load Efficiency*: è il rapporto tra F_{max} e F_{avg} ed indica l'efficienza del processo di schiacciamento;
- *Energy Absorption* (*EA*): rappresenta l'energia totale assorbita ed è individuabile dall'area sottesa all'andamento del carico in funzione dello spostamento;
- *Specific Energy Absorption* (*SEA*): consiste nell'energia assorbita per unità di massa, è il parametro più rappresentativo del comportamento a crash di un componente;
- *Trigger* (*Crush initiator*): è così chiamato il meccanismo di innesco della frattura in modo tale da ottenere un collasso graduale e non improvviso, il cui effetto si può osservare nella fase di *triggering* nel grafico carico-spostamento

In una prova reale l'andamento del carico sarà raramente costante come in fig. 1, ma il suo andamento sarà molto più irregolare come ad esempio riportato in fig. 2.

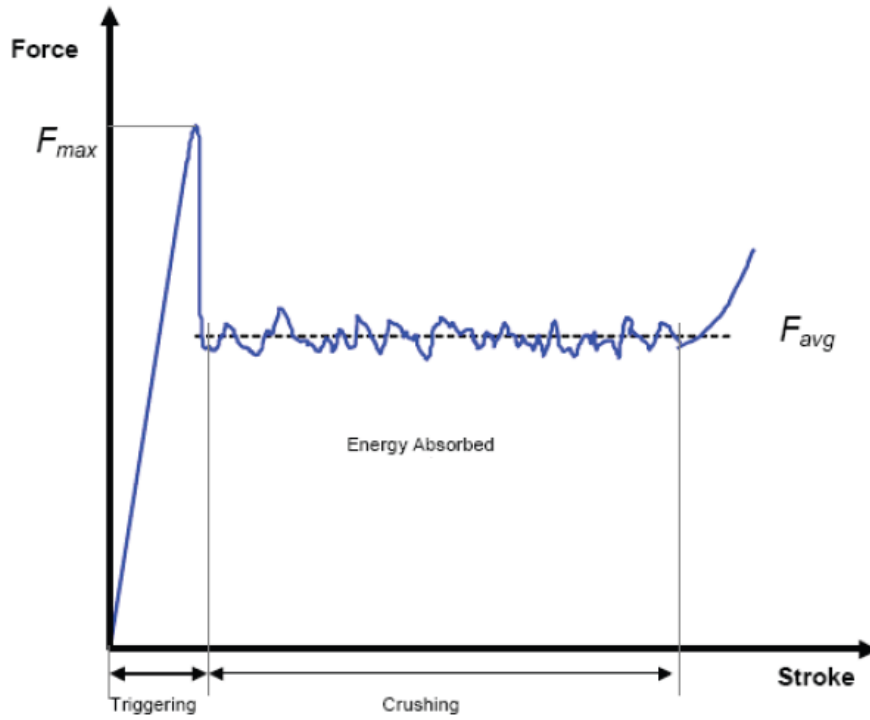


Figura 1: Grafico carico-spostamento [1]

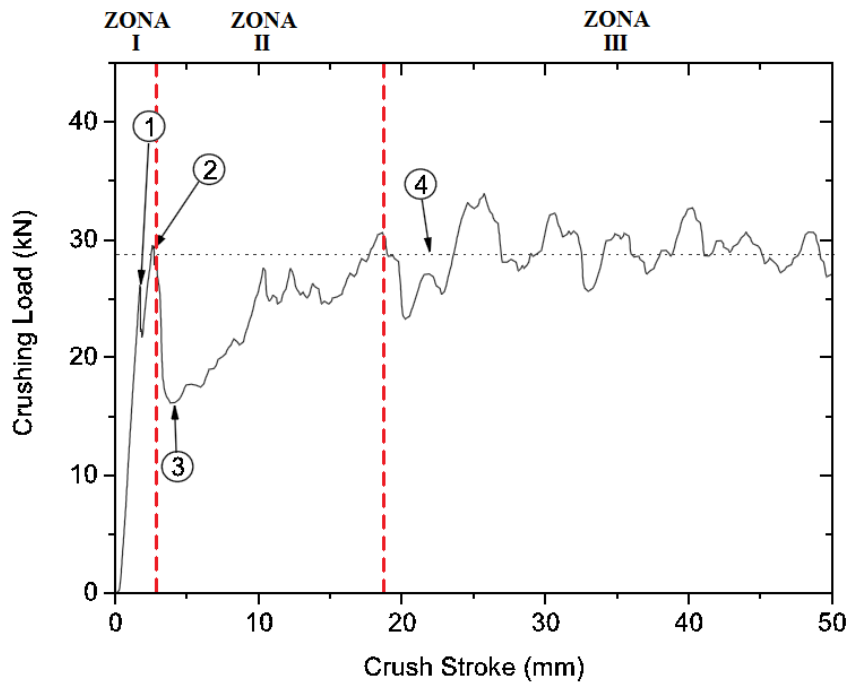


Figure 2: Grafico carico-spostamento reale [5]

Nel grafico si possono individuare 3 zone distinte [5]:

- *Zona I*: aumento lineare del carico fino alla rottura del trigger (1) e assestamento del provino (2);
- *Zona II*: collasso del campione coincidente con il forte abbassamento di carico (3) che torna ad aumentare subito dopo;
- *Zona III*: assestamento del carico attorno ai valori di carico medio F_{avg} fino al completamento della prova.

Il seguente andamento, nonostante sia più affine ad un caso reale, rimane comunque non univoco e a seconda del materiale e della geometria utilizzati si possono ricavare andamenti molto diversi tra di loro, specie dopo la rottura del trigger. Nella fig. 3 si possono osservare tre differenti andamenti del carico:

- a) Piccolo abbassamento del carico subito dopo l'assestamento del provino seguito da una lieve ripresa del carico;
- b) Grande abbassamento del carico seguito da una sua ripresa graduale;
- c) Grande abbassamento del carico seguito da un andamento pressoché costante del carico.

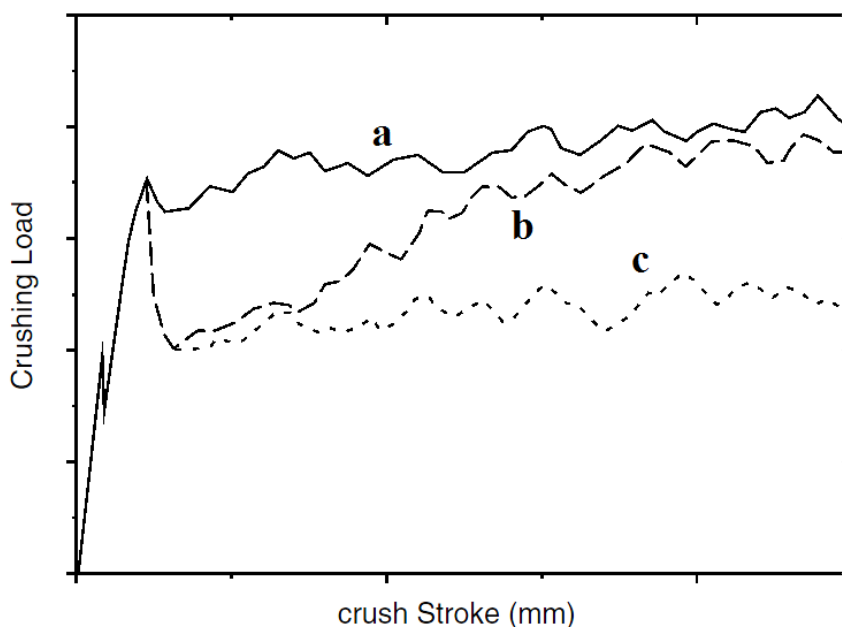


Figura 3: Differenze dell'andamento del carico in configurazioni separate [5]

Analizzando questi tre andamenti notiamo come il caso (a) sia quello che riesca a dissipare il quantitativo maggiore di energia, essendo l'area sottesa alla curva e quindi la *SEA* molto più elevata rispetto agli altri casi. Solitamente anche un provino con curva

simile a quella del caso (b) può risultare accettabile, infatti data la risalita del carico si riesce comunque ad ottenere una *SEA* elevata. Il risultato peggiore è tracciato dalla curva (c) dove in seguito ad un importante abbassamento il carico non riesce più a riprendersi rimanendo costante su valori bassi risultando in valori altrettanto bassi di energia dissipata.

1.3. Definizione dell'Energia Specifica Assorbita (SEA)

La *Specific Energy Absorption (SEA)* o in italiano *Energia Specifica Assorbita* rappresenta l'energia assorbita dal componente per unità di massa, indica l'abilità del componente di assorbire energia ed è misurabile in [J/g]. Valori caratteristici nel campo dei materiali compositi si attestano tra i 15 e gli 80 J/g [2].

L'equazione della SEA si può ricavare, partendo ricordando come l'Energia Assorbita sia rappresentata dall'area sottesa all'andamento del carico nel grafico carico-spostamento, ed esprimibile quindi con la seguente:

$$EA = \int F dS \quad (1)$$

L'energia specifica assorbita è definita come energia assorbita per unità di massa quindi:

$$SEA = \frac{EA}{m} \quad (2)$$

dove EA è espressa in Joule e m in grammi.

Riscrivendo la massa in funzione di volume e densità otteniamo:

$$SEA = \frac{EA}{m} = \frac{EA}{V \cdot \rho} \quad (3)$$

dove V è il volume e ρ la densità del materiale.

Esprimendo il volume come prodotto tra l'area della sezione trasversale del provino A e la lunghezza schiacciata del provino L otteniamo:

$$SEA = \frac{EA}{A \cdot L \cdot \rho} \quad (4)$$

dalla quale, una volta calcolata l'EA tramite l'equazione (1) si può determinare la SEA.

1.4. Tipologie di prove

Solitamente le prove di crushing si possono suddividere in due categorie:

- *Prove d'impatto (impact testing);*
- *Prove quasi statiche (quasi-static testing).*

Le prove di impatto sono molto vicine a quello che avverrebbe nella realtà, ovvero il componente viene fatto impattare ad elevata velocità in condizioni controllate. Nonostante l'alto grado di similitudine tra la simulazione e il caso reale questo tipo di prove viene raramente usato, in quanto necessita di attrezzature complesse e costose oltre ad una scarsa ripetibilità dei test.

Con le prove quasi statiche invece si provvede a schiacciare il componente all'interno di una pressa a velocità costante e spesso piuttosto bassa. Questo tipo di prove è senza alcun dubbio quello più utilizzato, sebbene con non si replicano fedelmente le condizioni reali dell'impatto. Il motivo va ricercato nel fatto che la capacità di assorbire energia non dipende dalla velocità dell'impatto, per cui i risultati ottenuti con entrambi le tipologie di prove risultano comparabili. Per questo motivo essendo le prove quasi statiche molto più facilmente replicabili e i costi necessari a condurle molto più bassi, sono diventate la tipologia di test più utilizzata.

1.5. Tipologie di collasso

1.5.1. Cedimento improvviso

Questa tipologia di cedimento risulta la più sfavorevole da avere per impieghi mirati ad elevati assorbimenti energetici. Questo collasso è caratterizzato dal raggiungimento di valori molto elevati del carico che però crolla subito a fronte della rottura improvvisa del componente, risultando in un quantitativo di energia assorbita molto ridotto. Solitamente si può incappare in casi di cedimento improvviso nel caso ci trovi in presenza di provini tubolari snelli con parete molto sottile, oppure se insorgono cricche intralaminari o interlaminari instabili, o infine in casi di rinforzo particolarmente fragile, in particolare se le lamine chiuse tra cricche interlaminari adiacenti non si deformano o se si creano fratture causate dalla nascita di cricche interlaminari di spessore minore di quello della lamina.

1.5.2. Cedimento progressivo

Il cedimento progressivo è un metodo di rottura controllato che avviene gradualmente mantenendo una velocità praticamente identica a quella di schiacciamento e assorbendo elevati quantitativi di energia. Questa tipologia di rottura è però difficile da ottenere in condizioni normali, vista l'imprevedibilità di molti materiali. Per questo motivo risulta necessaria la presenza di un trigger, ovvero una lavorazione particolare che funge da zona di concentrazione studiata per diminuire il picco di forza iniziale, scongiurando quindi rotture di schianto indesiderate, e promuovere la rottura stabile del provino.

Esistono quattro tipologie diverse di rottura progressiva.

1.5.3. Transverse shearing (o Fragmentation Mode)

In questa tipologia di rottura si può osservare una zona di collasso cuneiforme accompagnata da brevi fratture interlaminari e longitudinali, le quali portano al distacco di pacchetti di lamine (*lamina bundles*). Questi pacchetti con lo schiacciamento vengono sottoposti ad una forza trasversale, la quale genera un momento flettente alla base. Una volta che la tensione generata supera la resistenza del materiale le lamine si sbriciolano creando così un profilo a cuneo come si può osservare in figura 4. Per questo motivo la superficie del provino risulta frastagliata ed irregolare, portando ad un trasferimento non uniforme del carico.

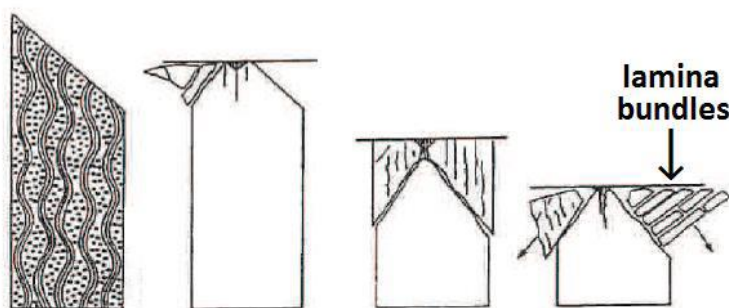


Figura 4: Formazione del cuneo per rottura dei pacchetti di lamine [4]

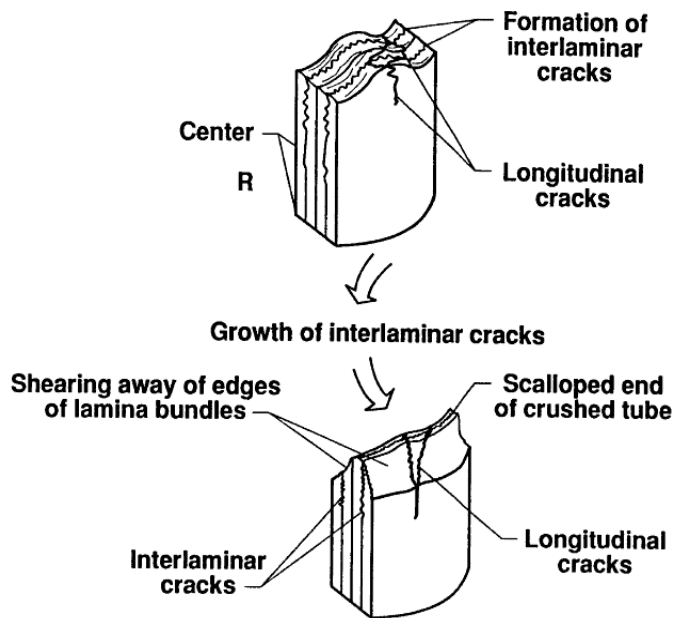


Figura 5: Tipologia di collasso *transverse shearing* [4]

Questa tipologia di rottura è tipica di compositi rinforzati con fibre fragili e il suo principale meccanismo di assorbimento è la frammentazione dei pacchetti di lamine [3, 4]. Il processo di schiacciamento è governato dalla crescita delle cricche interlaminari e dalla rottura delle lamina bundle per cui risulta fortemente influenzato dalla resistenza a flessione delle lamine che a sua volta dipende dalla resistenza delle fibre stesse.

Le modalità con cui può avvenire la propagazione delle cricche interlaminari sono due, a seconda dell'orientamento delle fibre nel pezzo e delle proprietà meccaniche della matrice, e prendono il nome di *opening* e *forward shear* oppure rispettivamente *modo I* e *modo II* (fig. 6).

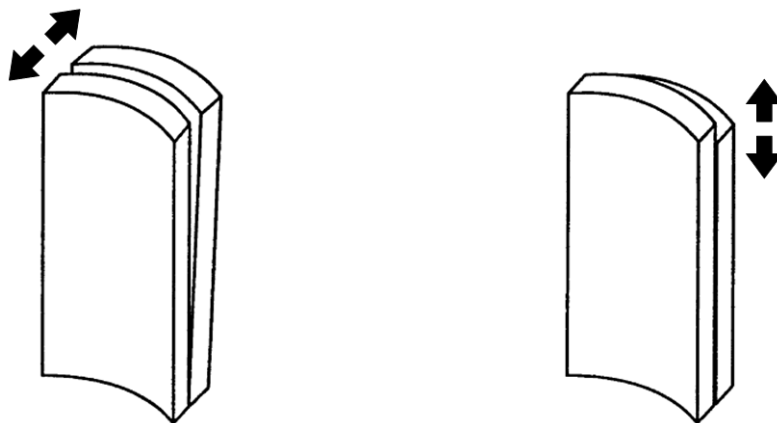


Figura 6: Propagazione di cricche interlaminari: a sinistra *opening shear* (Modo I) e a destra *forward shear* (Modo II) [4]

1.5.4. Lamina bending (o Splaying Mode)

In questa tipologia di collasso si riscontrano cricche interlaminari, intralaminari e parallele alle fibre, lunghe più di dieci volte lo spessore delle lamine. È da notare come in questo tipo di rottura le lamine non si vadano a frammentare, ma vengono flesse all'esterno senza che le fibre si rompano. Anche il metodo lamina bending è proprio di compositi rinforzati con fibre fragili e principalmente l'energia viene assorbita grazie alla crescita delle fratture all'interno della matrice oltre all'azione dissipatoria delle forze di attrito nate per lo scorrimento delle lamine. Per questo motivo l'intero processo e la crescita delle cricche sono influenzate dalle proprietà meccaniche della matrice, che è a sua volta dipendente dalla velocità di schiacciamento, dalla quale quindi dipende anche l'energia assorbita.

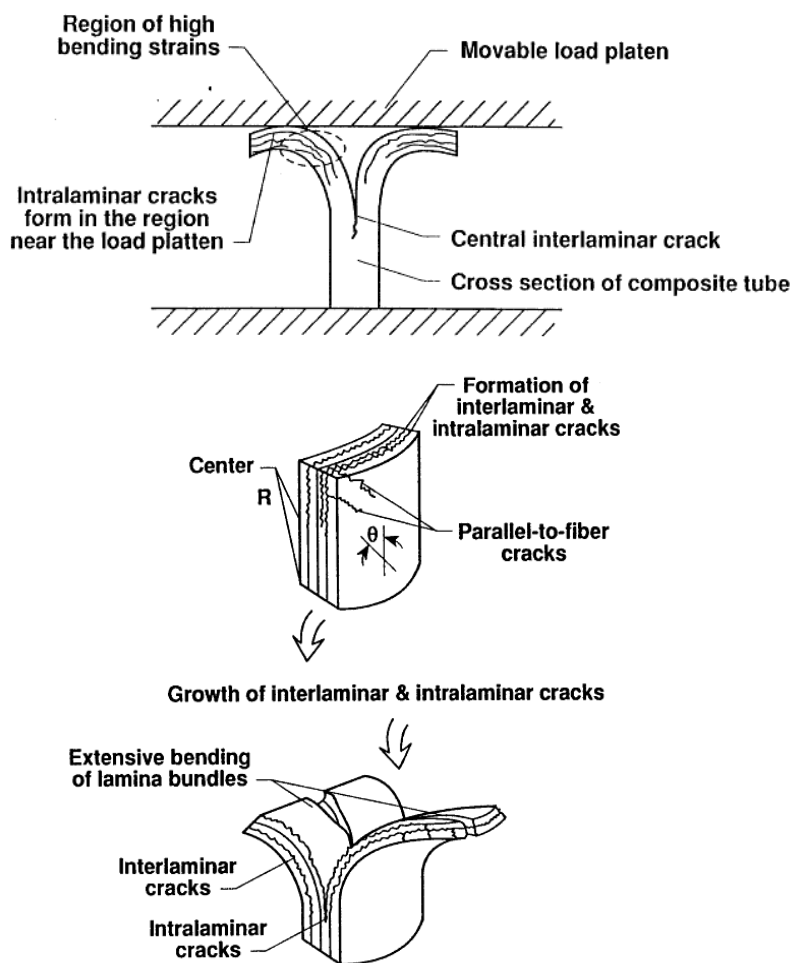


Figura 7: Tipologia di collasso lamina bending [4]

1.5.5. Brittle fracturing

Il metodo brittle fracturing consiste in una combinazione tra transverse shearing e lamina bending, presentante quindi fratture interlaminari medie (comprese tra una e dieci volte lo spessore) con pacchetti di lamine che si sbriciolano dopo essersi flesse all'esterno. Presenta anch'esso una superficie di rottura irregolare e dentellata, è tipico di compositi rinforzati con fibre fragili e il principale meccanismo di assorbimento è dato dalla deformazione dei fasci di lamine. Durante il processo la propagazione delle cricche risulta influenzata dalla resistenza della matrice, mentre invece il comportamento dei pacchetti di lamine può risultare dipendente dalle proprietà meccaniche delle fibre nel caso esse siano orientate lungo la direzione del carico, mentre se sono disposte perpendicolarmente al carico o se la loro percentuale in volume è molto bassa sono le proprietà meccaniche della matrice ad influenzarle.

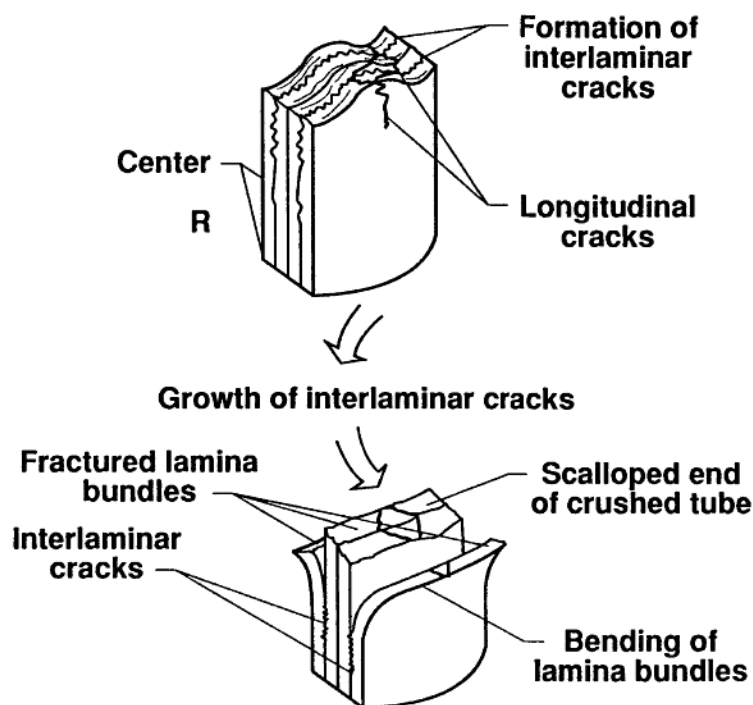


Figura 8: Tipologia di collasso brittle fracturing [4]

1.5.6. Local buckling (o Progressive Folding)

Con il seguente metodo di collasso il provino si deforma localmente in maniera plastica, ripiegandosi su sé stesso ma preservando comunque la sua integrità. Questo tipo di collasso è tipico sia di compositi rinforzati con fibre duttili sia con fibre fragili.

In particolare quando si è in presenza di fibre duttili si ottiene un componente con notevole integrità finale favorita da una buona plasticità di fibra e matrice. Con questo tipo di fibre la deformazione plastica si concentra dove avviene l'abbozzamento e si possono verificare anche fenomeni di delaminazione nella zona dove si raggiunge la maggiore tensione.

In compositi rinforzati con fibre fragili invece si può riscontrare il fenomeno di local buckling quando le tensioni interlaminari risultano molto inferiori rispetto alla resistenza della matrice, oppure quando la matrice presenta una deformazione a rottura molto più elevata rispetto a quella delle fibre o comunque una deformazione plastica molto elevata.

Questo tipo di collasso è influenzato principalmente dal limite di snervamento della matrice e delle fibre. Con una resistenza a rottura elevata per la matrice infatti viene ridotta la formazione di cricche interlaminari fenomeno che può portare ad un collasso improvviso oppure come visto all'imbozzamento e al piegamento progressivo.

Il metodo di collasso risulta un metodo poco efficiente e solitamente da evitare per componenti realizzati in materiale composito.

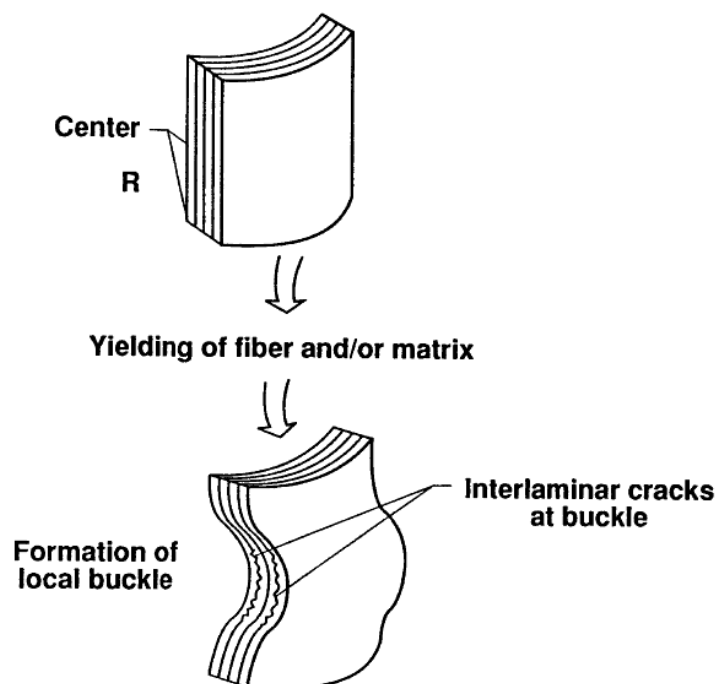


Figura 9: Tipologia di collasso local buckling [4]

1.6. Simulazione di impatti

Come accennato nei paragrafi precedenti i componenti in materiale composito possiedono un elevato numero di variabili disponibili in fase di progettazione oltre a presentare metodi di collasso molto differenti tra di loro specie in termini di energia assorbita, per questo motivo risulta cruciale una campagna di testing per far sì che il pezzo ottenuto riesca a soddisfare i requisiti richiesti.

Per fare ciò è possibile studiare una particolare stratifica del materiale con prove di caratterizzazione come quella a trazione o compressione, oltre testare direttamente il componente nella sua interezza con prove di impatto descritte nel paragrafo 4.

In certi casi però non risulta possibile testare i singoli componenti a causa delle loro dimensioni proibitive ed in ogni caso è bene considerare il costo dei componenti che vanno sottoposti a tali prove distruttive. Per questo motivo negli ultimi anni stanno prendendo sempre più piede gli approcci di tipo simulativo anche in questo campo, grazie ai quali è possibile prevedere il modo di collasso di un componente ed ottenere una stima dell'energia che è in grado di assorbire ottenendo notevoli risparmi economici nonché di tempo.

Queste simulazioni sono possibili grazie a software agli elementi finiti appositamente studiati e governati da modelli matematici che rendono possibile la definizione precisa della laminazione dei diversi componenti in materiale composito oltre a considerare le numerose variabili che vanno ad influenzare il fenomeno di collasso.

Il software FEM la cui applicazione è analizzata in questo progetto di tesi è PAM-CRASH sviluppato dall'azienda francese ESI Group. Tale programma è nato nel 1978 per simulare eventi di impatto con materiali tradizionali, ma a partire dai primi anni 2000 lo si è iniziato ad utilizzare anche nel campo dei materiali compositi con

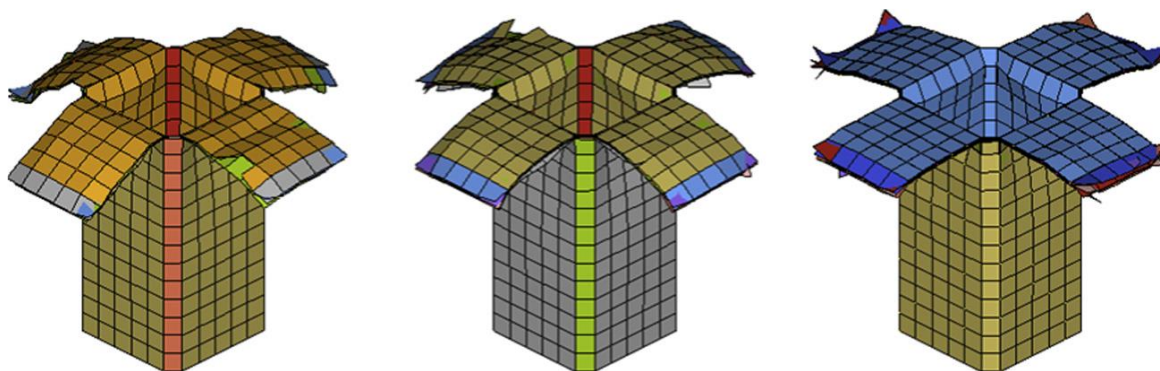


Figura 10: Crash di un componente tubolare a base quadrata con PAM-CRASH

l'introduzione di modelli di danno atti a questo scopo. Come si vedrà dai diversi articoli proposti il software è sempre stato protagonista di una costante evoluzione che lo ha portato ad essere in grado di simulare con precisione anche i fenomeni più complessi. La descrizione dettagliata dei parametri da inserire nel software, oltre a quella delle sue potenzialità e limiti, verrà trattata in dettaglio nei capitoli successivi.

3. ARTICOLI PRESENTI IN BIBLIOGRAFIA

Nel seguente capitolo viene riportato un riassunto dei vari articoli presenti in letteratura che utilizzano il codice agli elementi finiti PAM-CRASH per simulare eventi di impatto in provini e strutture realizzate in materiale composito. Nella maggior parte di essi oltre la descrizione del modello viene proposta la sua validazione comparando i risultati della simulazione con quelli derivati da prove di impatto o da prove quasi statiche. Nella descrizione del modello viene descritto quale modello matematico viene utilizzato dal software nonché i parametri da inserire all'interno del codice specificandone la modalità con la quale sono stati ottenuti.

3.1. Computational methods for predicting impact damage in composite structures [6,(2001)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto carbonio - epoxy	-	Fabric Composite	No
Tessuto vetro - epoxy	-	Global Ply	

Questo articolo riporta lo studio inserito all'interno del progetto di ricerca europeo "*High-velocity impact of composite aircraft structures – HICAS*" effettuato da esponenti del Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) di Stoccarda, del Laboratoire d'Automatique de Mécanique et d'Informatique industrielles et Humaines (LAMIH) dell'Università di Valenciennes e della stessa ESI, nel quale viene descritto il modello di danneggiamento di riferimento integrato nel codice PAM-CRASH e la sua validazione. Nel dettaglio viene utilizzato il modello di danneggiamento Continuum-Damage Mechanics (CDM) sviluppato da Ladavèze et al. [7] presente nelle prime versioni del software aggiornandolo in modo da rendere possibile la modellazione per rotture dovute a cedimenti all'interno dei ply e a delaminazione, nonché rendere possibile la modellazione di rinforzi sotto forma di tessuto superando la limitazione ai

rinforzi unidirezionali del modello precedente. Tale modello verrà in seguito implementato in PAM-CRASH con il nome *Fabric Composite Global Ply Model*.

3.1.1. Fabric Composite Global Ply Model

3.1.1.1. Modello di danneggiamento per materiale elastico

Nel dettaglio del modello i compositi rinforzati con tessuto vengono elaborati come materiali omogenei ortotropi con danneggiamento elastico o elasto-plastico le cui proprietà degradano durante il loro caricamento tramite microcricche. Come descritto in [7] e [8] la loro legge costitutiva quindi prende la forma:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^e = \mathbf{S}\boldsymbol{\sigma} \quad (1)$$

dove $\boldsymbol{\sigma}$ e $\boldsymbol{\varepsilon}^e$ rappresentano i vettori di tensione e deformazione elastica ed \mathbf{S} la matrice elastica del materiale. Per considerare tessuti è necessario stabilire un sistema di assi simmetrico lungo le due direzioni di trama e ordito (x_1, x_2) per cui i vettori tensione e deformazione risulteranno:

$$\boldsymbol{\sigma} = (\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12})^T \quad \boldsymbol{\varepsilon}^e = (\varepsilon_{11}^e, \varepsilon_{22}^e, \varepsilon_{12}^e)^T \quad (2)$$

mentre la matrice \mathbf{S} sarà:

$$\mathbf{S} = \begin{pmatrix} 1/E_1(1-d_1) & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2(1-d_2) & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12}(1-d_{12}) \end{pmatrix} \quad (3)$$

Dove E_1 ed E_2 rappresentano i moduli elastici nelle due direzioni principali, G_{12} il modulo di elasticità trasversale e ν_{12} il coefficiente di Poisson. Vengono anche introdotti tre scalari rappresentanti i parametri di danno d_1 , d_2 , e d_{12} che possono assumere valori $0 \leq d_i < 1$. Nel caso di tessuti d_1 e d_2 sono associati alle due direzioni principali, mentre d_{12} al danneggiamento a taglio.

Vengono quindi introdotti i ratei di rilascio di energia relativa al danneggiamento, ovvero le forze coniugate Y_1 , Y_2 e Y_{12} che definiscono il meccanismo conducente il danneggiamento del materiale. Inserite nella matrice (3) risultano:

$$Y_1 = \sigma_{11}^2 / (2E_1(1-d_1)^2) \quad Y_2 = \sigma_{22}^2 / (2E_2(1-d_2)^2)$$

$$Y_{12} = \sigma_{12}^2 / (2G_{12}(1 - d_{12})^2) \quad (4)$$

I parametri di danno sono relazionati alle funzioni di evoluzione del danno f_1, f_2, f_{12} che devono avere una forma particolare in accordo con i dati estratti da una campagna di testing apposta. La forma generale si può esprimere come:

$$d_1 = f_1(Y_1, Y_2, Y_{12}) \quad d_2 = f_2(Y_1, Y_2, Y_{12}) \quad d_{12} = f_{12}(Y_1, Y_2, Y_{12}) \quad (5)$$

In tale modello sono state effettuate le seguenti supposizioni:

- i. Le modalità di danneggiamento delle fibre (determinato da Y_1, Y_2) e a taglio (determinato da Y_{12}) sono disaccoppiate.
- ii. L'evoluzione del danno alle fibre può essere differente tra tensione e compressione.
- iii. Per tessuti bilanciati ($E_1=E_2$) l'evoluzione del danno lungo le due direzioni può essere diverso ma si suppone che f_1 abbia la stessa forma di f_2 .
- iv. I materiali sono non-healing quindi il danno rimane costante anche se il pezzo viene scaricato.
- v. L'evoluzione del danno non porta necessariamente alla rottura finale, quindi è necessario inserire anche un criterio di rottura globale.

Data la condizione (iv) le equazioni di evoluzione del danno sono basate sul massimo valore raggiunto durante la storia di carico del componente. In [7] è stato dimostrato come in compositi unidirezionali la radice quadrata delle forze di danneggiamento sia la quantità che si accresce più facilmente, quindi vengono introdotte le quantità $\underline{Y}_1, \underline{Y}_2, \underline{Y}_{12}$ definite per $\tau \leq t$:

$$\underline{Y}_1(t) = \max\{\sqrt{Y_1(\tau)}\} \quad \underline{Y}_2(t) = \max\{\sqrt{Y_2(\tau)}\} \quad \underline{Y}_{12}(t) = \max\{\sqrt{Y_{12}(\tau)}\} \quad (6)$$

Considerando i punti (i) e (iii) e supponendo il materiale elastico e non ancora caricato si ottengono i seguenti limiti superiori ed inferiori del danno:

$$d_1 = 0 \text{ per } \underline{Y}_1 < Y_{10} \quad d_1 = \alpha_1(\underline{Y}_1 - Y_{10}) \text{ per } Y_{10} < \underline{Y}_1 < Y_{1f}$$

$$d_2 = 0 \text{ per } \underline{Y}_2 < Y_{10} \quad d_2 = \alpha_1(\underline{Y}_2 - Y_{10}) \text{ per } Y_{10} < \underline{Y}_2 < Y_{1f}$$

$$d_{12} = 0 \text{ per } \underline{Y}_{12} < Y_{120} \quad d_{12} = \alpha_{12}(\ln \underline{Y}_{12} - Y_{120}) \text{ per } Y_{120} < \underline{Y}_{12} < Y_{12f} \quad (7)$$

Questo perché è stato determinato che una forma lineare per d_1 e d_2 risulta una buona approssimazione per i tessuti mentre un'equazione lineare in $\ln \underline{Y}_{12}$ è necessaria per modellare il comportamento tangenziale. Perciò per definire le equazioni di danneggiamento di un tessuto è necessario determinare due parametri di inclinazione α_1 e α_{12} e quattro parametri limite Y_{10} , Y_{120} , Y_{1f} e Y_{12f} .

3.1.1.2. Modello di danneggiamento per materiale elasto-plastico

Per gli sforzi a taglio sul piano le deformazioni sono controllate dal comportamento della matrice che presenta comportamento plastico e può portare a deformazioni permanenti del materiale. Nel considerare questa eventualità vengono fatte le seguenti supposizioni:

- i. La deformazione totale del ply è divisa nella somma tra deformazione elastica e plastica $\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}^e + \boldsymbol{\varepsilon}^p$.
- ii. La deformazione plastica è correlata unicamente alla risposta a taglio $\varepsilon_{11}^p = \varepsilon_{22}^p = 0$, $\varepsilon_{12}^p \neq 0$.
- iii. Viene usato un modello di plasticità classico con l'aggiunta di una funzione nel campo elastico ed una legge di indurimento applicate alle tensioni effettive del materiale danneggiato.
- iv. Incrementi delle deformazioni plastiche sono assunti normali alla funzione in campo elastico.

Seguendo quanto riportato in [8] viene introdotta una funzione in campo elastico $F(\tilde{\sigma}_{12}, R)$ dove $\tilde{\sigma}_{12} = \sigma_{12}/(1 - d_{12})$ è la tensione effettiva e $R(p)$ una funzione isotropica di indurimento dipendente dalla variabile di deformazione inelastica p . La funzione quindi può essere scritta come:

$$F = \frac{|\sigma_{12}|}{1-d_{12}} - R(p) - R_0 \quad (8)$$

dove $R(0) = 0$ e R è il valore iniziale di soglia per il comportamento inelastico. Dalla (iv) segue che $F = 0$, $\dot{F} = 0$ e dalla (8) possiamo definire p come:

$$\dot{\varepsilon}_{12}^p = \dot{p}/(1 - d_{12}) \quad \text{o} \quad p = \int_0^{\varepsilon_{12}^p} (1 - d_{12}) d\varepsilon_{12}^p \quad (9)$$

Per concludere si definisce la funzione $R(p)$ determinata con test a trazione ciclici. Una funzione tipica è:

$$R(p) = \beta p^m \quad (10)$$

L'intero modello dipende quindi dai parametri β , m e dalla tensione di snervamento R_0 .

3.1.1.3. Modello di delaminazione

I fenomeni di delaminazione solitamente sono dovuti a forze di contatto localizzate nei bordi liberi e nelle zone più critiche sottoposte al carico e sono causati principalmente da effetti di taglio attraverso al piano.

Considerando il caso di propagazione delle cricche interlaminari con modo I vengono introdotte le quantità: σ_{33} che rappresenta le tensioni trazionali applicate all'interfaccia, u_3 lo spostamento attraverso l'interfaccia e k_3 la rigidezza a trazione. Come riportato in [9] il modello viene assunto come:

$$\sigma_{33} = k_3(1 - d_3)u_3, \quad d_3 = c_1\left(1 - \frac{u_{30}}{u_3}\right) \quad \text{per } u_{30} \leq u_3 \leq u_{3m} \quad (11)$$

dove d_3 è il parametro di danneggiamento a trazione e $c_1 = u_{3m}/(u_{3m} - u_{30})$.

Con le equazioni in questa forma si può osservare come la curva tensioni-spostamento abbia una forma triangolare osservabile in figura 11 e u_{30} , u_{3m} rappresentano rispettivamente gli spostamenti corrispondenti alla tensione massima σ_{33m} e alla rottura. Questi spostamenti sono definiti come:

$$u_{30} = \sigma_{33m}/k_3 \quad \text{e} \quad u_{3m} = 2G_{IC}/\sigma_{33m} \quad (12)$$

con G_{IC} rappresentante l'energia di rottura critica per il modo I, individuata dall'area sottesa alla curva in figura 11. Si ottiene quindi un modello elastico nella sua prima parte che degrada a seguito del raggiungimento della tensione massima σ_{33m} . L'avanzamento

della cricca quindi si otterrà quando l'energia all'interfaccia G_I supera il valore critico G_{IC} , dove:

$$G_I = \int_0^{u_3} \sigma_{33} du_3 \quad (13)$$

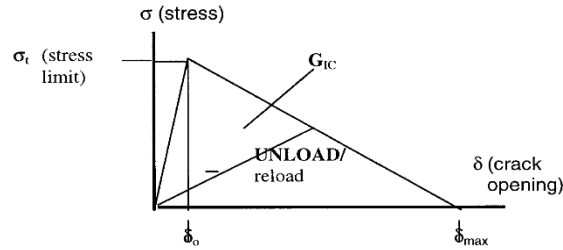


Figura 11: Curva tensione-spostamento per modo I

Con rotture in modo II si considera un modello simile a (11) con i parametri equivalenti u_{130} , u_{13m} e G_{IIC} . Generalmente però si avrà una combinazione dei due modi di rottura, quindi in accordo con [9] è possibile scrivere:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^n + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^n = e_D \leq 1 \quad (14)$$

dove la costante n (solitamente compresa tra 1 e 2) è scelta in modo da ricalcare i dati dei test fisici; quando $e_D \geq 1$ avviene la delaminazione. In figura 12 si possono osservare le curve caratteristiche di un caso con combinazione tra i due modi. Da notare come essendoci in questo caso un'interazione lineare tra i due casi sia stato scelto $n=1$.

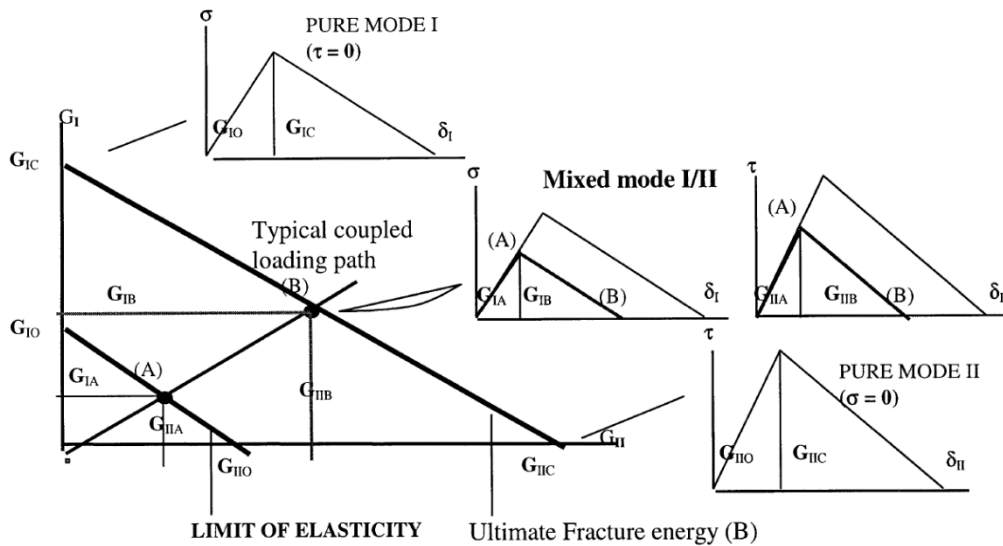


Figura 12: Interazione tra le curve per modo I e II con corrispondenti curve tensione- spostamento

Nel seguito dell'articolo è descritto il lavoro di validazione dei modelli.

Per il primo e il secondo modello sono stati estratti i dati dalla campagna di testing relativa al progetto HICAS, nel dettaglio sono stati analizzati dati relativi a materiali con rinforzo sotto forma di tessuto di fibre di carbonio e di vetro con resina epossidica testati a trazione sia nel piano che attraverso, a compressione e a taglio oltre che con prove cicliche. Questi dati sono stati utilizzati per giustificare le forme scelte per (7) e (10), per ottenere i parametri necessari al modello ed in seguito per la validazione vera e propria. Nello studio vengono riportati due esempi. Nel primo è stato modellato un rettangolo di CF-epoxy con fibre disposte a $\pm 45^\circ$ sottoposto a tensione ciclica per analizzarne gli sforzi a taglio. In figura 13 si può osservare il confronto tra i dati reali e quelli della simulazione. Nonostante non sia stato possibile sincronizzare il ciclo del test con quello della simulazione sono comunque stati raggiunti risultati concordanti. Nel secondo esempio sono stati analizzati due provini in GF-epoxy, uno di 220x15x2 mm testato a 0° e uno di 100x25.8x2.3 mm testato a 45° . Entrambi sono stati modellati con 100 elementi laminated shell e caricati a velocità costante ed in figura 14 si possono osservare le loro curve carico-spostamento. I risultati ottenuti sono simili per il provino testato a 0° , mentre per quello a 45° sono simili solo fino ad uno spostamento di 5 mm.

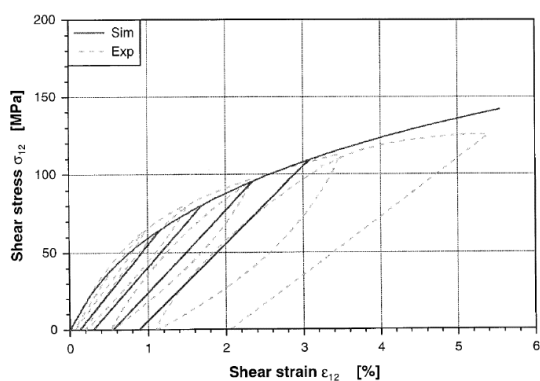


Figura 13: Curve a taglio cicliche per CF-epoxy

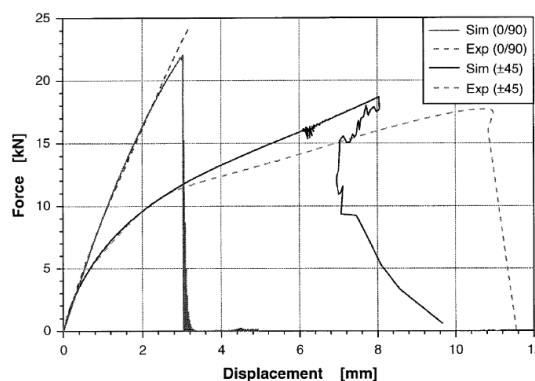


Figura 14: Curve di prove a trazione a 0 e 45° per GF-epoxy

Per la validazione del modello di delaminazione è importante sapere che è possibile determinare G_{IC} e G_{IIC} rispettivamente tramite prove Double Cantilever Beam (DCB) e End Notched Flexure (ENF). Per esaminare il caso misto è necessaria una prova specifica descritta in [10] e riportata schematicamente in figura 15 in grado di replicare anche test DCB, ENF. Nel dettaglio se il carico viene applicato verso l'alto sul punto A ci si ritrova in una condizione simile a quella di un test DCB, se viene applicato nel

punto B verso il basso sarà una situazione quasi simile ad un test ENF mentre applicandolo sempre verso il basso sul punto C ci sarà una condizione mista. È stato così simulato con questo approccio un laminato UD carbon-epoxy ottenendo risultati simili al caso reale figura 15.

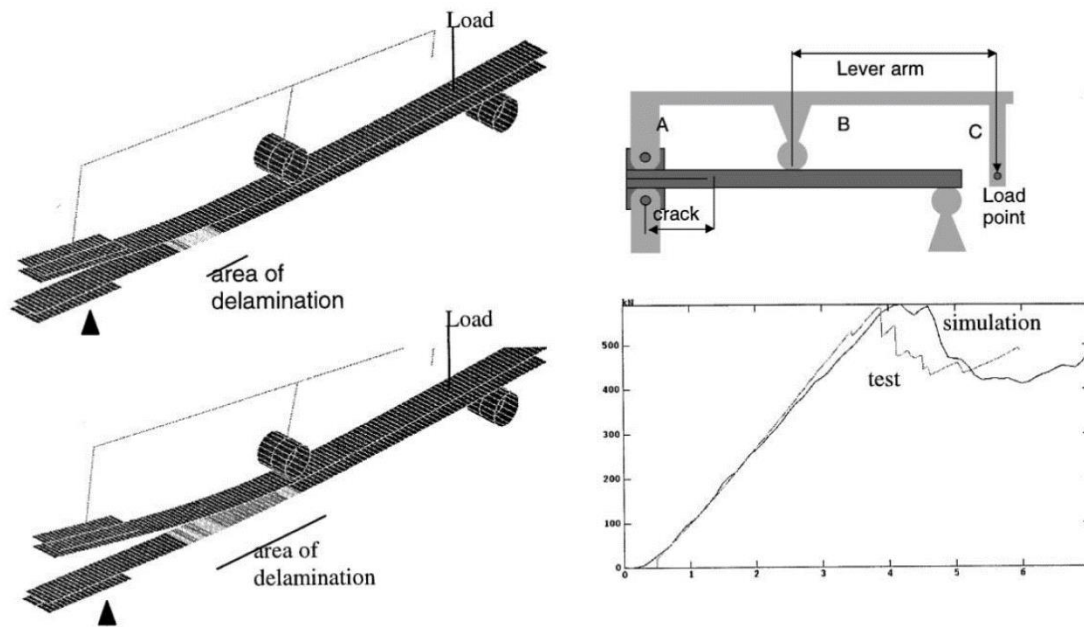


Figura 15: Test di delaminazione con modalità combinata: attrezzatura e curve

3.2. Numerical simulation of composite structures under impact [11,(1998)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto ibrido carbonio/aramidico - epoxy	Type 130	Degenerate Composite	No, presenti in
Carbonio UD - epoxy	Type 26	Bi-Phase Ply	bibliografia

Nel seguente articolo viene riportata l'attività di due gruppi di ricerca: il primo facente parte del Dipartimento di Ingegneria Meccanica dell'Università di Patrasso e il secondo del National Aerospace Laboratory (NLR) ad Amsterdam. Entrambi i gruppi hanno collaborato nel programma di ricerca europeo *Commercial aircraft -Design for Crash Survivability (CRASURV)* istituito nel 1996 per implementare la conoscenza sull'utilizzo dei materiali compositi come assorbitori di energia specie nell'industria aeronautica. Nel seguente studio vengono riportate l'attività svolta su una trave a rinforzo sinusoidale usata come assorbitore di energia simulando la sua risposta con il codice PAM-CRASH.

3.2.1. Unidirectional Composite Bi-Phase Ply Model

Il modello di danno utilizzato in questo articolo è una versione semplificata del fabric composite global ply material che ne rappresenta infatti l'evoluzione. In questo caso è possibile definire le proprietà specifiche di ogni singolo materiale sia esso matrice o fibra, purché sia unidirezionale.

La legge costitutiva sarà di ogni strato generico sarà:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{C}\boldsymbol{\sigma} \quad (15)$$

$\boldsymbol{\sigma}$ e $\boldsymbol{\varepsilon}$ rappresentano sempre i vettori di tensione e deformazione, mentre \mathbf{C} è la matrice elastica del materiale in questo caso definita come:

$$\mathbf{C}(d) = \mathbf{C}_0(1 - d) \quad (16)$$

dove d è una singola funzione di danno e \mathbf{C}_0 la matrice elastica canonica del materiale non danneggiato:

$$\mathbf{C}_0 = \begin{pmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{pmatrix} \quad (17)$$

La funzione di danno d è un parametro scalare compreso tra 0 e 1 dipendente dalle deformazioni:

$$d(\varepsilon) = d_v(\varepsilon_v) + d_s(\varepsilon_s) \quad (18)$$

con d_v rappresentante il danno volumetrico dipendente dalla deformazione volumetrica equivalente:

$$\varepsilon_v = \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} \quad (19)$$

e d_s il danno a taglio dipendente dalla deformazione a taglio equivalente:

$$\varepsilon_s = \sqrt{\frac{1}{3}[(\varepsilon_{11}^2 + \varepsilon_{22}^2 + \varepsilon_{33}^2 - \varepsilon_{11}\varepsilon_{22} - \varepsilon_{22}\varepsilon_{33} - \varepsilon_{11}\varepsilon_{33}) + 3\varepsilon_{12}^2 + 3\varepsilon_{23}^2 + 3\varepsilon_{13}^2]} \quad (20)$$

con ε_{ij} ($i, j=1, 2, 3$) componenti del tensore delle deformazioni. Le equazioni (19) e (20) nel caso il carico sia uniassiale diventano:

$$\varepsilon_v = (1 - \nu_{12} - \nu_{13})\varepsilon_{11} \quad (21)$$

$$\varepsilon_s = \frac{\varepsilon_{11}}{\sqrt{3}}(1 + \nu_{12} + \nu_{13} - \nu_{12}\nu_{13} + \nu_{12}^2 + \nu_{13}^2)^{\frac{1}{2}} \quad (22)$$

È importante sottolineare come se l'equazione generica (18) venga applicata al rinforzo fibroso veda annullarsi il termine relativo al taglio.

Come si può osservare in figura 16, il danno rimane a zero fino a che non si raggiunge il valore di deformazione ε_i , dopo il quale cresce linearmente fino al valore ε_l ed ancora linearmente ma con una diversa inclinazione tra ε_l e ε_u . Dopo ε_u il danno cresce asintoticamente fino a 1. Sempre nella figura 16 si può osservare l'andamento della tensione che per l'intervallo $\varepsilon_i < \varepsilon < \varepsilon_l$ saranno:

$$\sigma = E_0 \varepsilon \left[1 - \frac{d_l}{\varepsilon_l - \varepsilon_i} (\varepsilon - \varepsilon_i) \right] \quad (23)$$

per $\varepsilon_l < \varepsilon < \varepsilon_u$:

$$\sigma = E_0 \varepsilon \left[1 - d_l - \frac{d_u - d_l}{\varepsilon_u - \varepsilon_l} (\varepsilon - \varepsilon_l) \right] \quad (24)$$

Oltre d_u rimane una tensione residua σ_u costante:

$$\sigma_u = E_0 \varepsilon_u (1 - d_u) = \text{cost} \quad (25)$$

Per calibrare il modello sono necessarie curve tensione-deformazione derivate in trazione o compressione per la componente volumetrica e curve tensione-deformazione tangenziale per la componente a taglio, che andranno replicate con simulazioni a singolo elemento. I valori del parametro di danno saranno determinabili con:

$$d_l = 1 - \frac{E_l}{E_0} \quad d_u = 1 - \frac{E_u}{E_0} \quad (26)$$

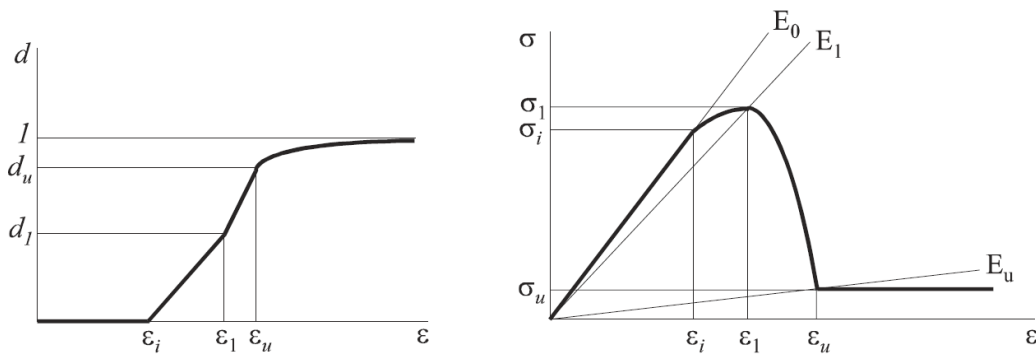


Figura 16: Curva di danno e rispettiva curva tensione-deformazione

3.2.2. Degenerate Composite Bi-Phase Ply Model

Con questa dicitura non si vuole indicare un modello differente rispetto a quello descritto in precedenza, ma un approccio differente allo stesso per ovviare alla limitazione del rinforzo unidirezionale come unico definibile all'interno del codice. In questo caso infatti si ignora la parte relativa al rinforzo del modello per inserire le proprietà globali dell'intero materiale nella parte dedicata alla matrice, calibrando solo due componenti del danno invece di tre.

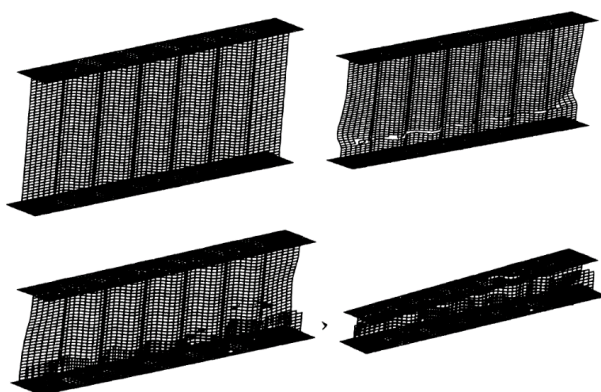


Figura 17: Deformazione della trave in diversi istanti della simulazione

La trave a rinforzo sinusoidale è costituita da due materiali differenti: un tessuto ibrido con fibre di carbonio ed aramidiche (Ten Cate CV-170-40-8475) e un unidirezionale di fibre di carbonio (Fibredux F155) entrambi impregnati con resina epossidica. I dati di tali materiali non sono presentati nello studio ma possono essere trovati in [12]. Il modello di danno utilizzato è il degenerate bi-phase. Per la simulazione quindi si è ottenuta una mesh di 3018 elementi layered shell a 4 nodi (5183 nodi) combinati al material type 130. Per la realizzazione del trigger sono stati inseriti nel modello degli strati con modulo elastico ridotto in modo da promuovere l'inizio del collasso nella zona. Per le interfacce della struttura è stato utilizzato il contact type 26 in grado di ricercare elementi in contatto tra di loro ed introducendo una forza di contatto tra di essi. Per simulare l'impattatore nella simulazione è stato utilizzato un muro rigido di massa infinita. Nella prova quasi statica la velocità dell'impattatore è stata tra 5 e 20 mm/min ma nella simulazione queste velocità sono state aumentate per ridurre i tempi di calcolo altrimenti molto lunghi. Per evitare impatti improvvisi all'inizio della simulazione la

sua velocità è stata considerata con crescita lineare partendo da 0 al tempo 0 fino ad 1 mm/min dopo un secondo.

I risultati della simulazione risultano simili a quelli ottenuti durante la prova reale, in particolare il carico di punta di 83 KN corrisponde con la prova reale e i valori di forza media variano tra i 22 e i 30 KN mentre quelli della prova reale si attestano attorno i 34.31 KN. L'andamento della forza in funzione del tempo calcolata durante la simulazione si può osservare in figura 18.

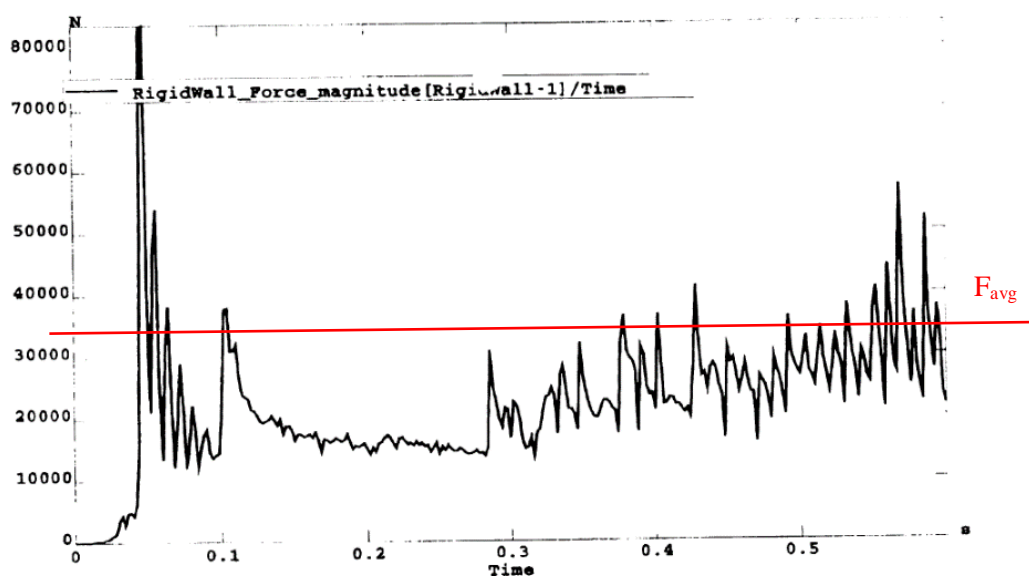


Figura 18: Forza calcolata durante la simulazione

3.3. Improvement of numerical methods for crash analysis in future composite aircraft design [13,(1999)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto carbonio - epoxy	Type 130	Degenerate Composite	No, presenti in
Tessuto aramidico - epoxy		Bi-Phase Ply	bibliografia

In questo studio il gruppo di ricerca del DLR di Stoccarda nell'ambito del progetto CRASURV presenta i risultati relativi ad elementi cruciformi posti sotto il pavimento di elicotteri sottoposti ad impatti a bassa velocità (non oltre i 15 m/s). Il DLR ha progettato diversi tipi di elementi cruciformi ma nell'articolo viene analizzato il cosiddetto Hybrid Tapered Pole (HPT) composto da laminati ibridi ottenuti con tessuti di fibra di carbonio e fibre aramidiche impregnate con resina epossidica. Le stratifiche sono differenti tra le varie zone del cruciforme, ma nell'articolo viene riportata una stratifica esempio di $[45A/45A/45A/0C]_s$. I parametri necessari al modello sono stati ricavati dalla campagna di testing presente in [14]. Prima della simulazione sono stati effettuate delle prove di impatto fissando il componente ad un piatto di alluminio e fatto impattare da una massa di 100 kg ad una velocità di 10 m/s. Sono inoltre stati condotti test quasi statici dimostrando la coesione tra i risultati ottenuti in questo modo e quelli ottenuti con le prove di impatto. Per quanto riguarda il modello di evoluzione del danno è stato utilizzato il degenerate bi-phase model e per il materiale il type 130. È stata quindi creata una mesh di 5200 elementi layered shell a 4 nodi, più 22 elementi rigid body per considerare i rivetti della struttura. I risultati ottenuti riportano un eccellente

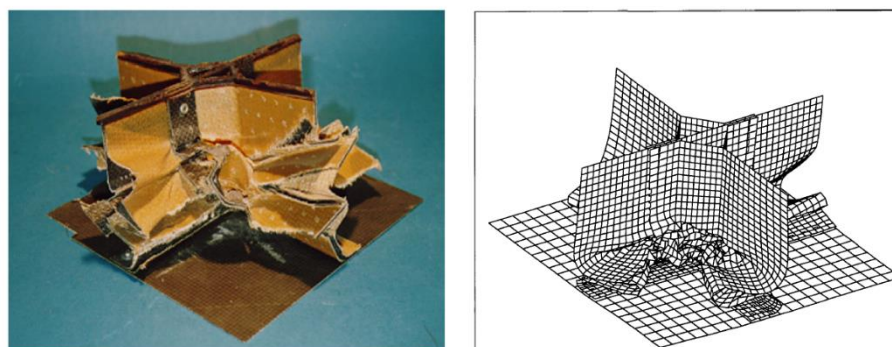


Figura 19: Elemento cruciforme impattato verticalmente e confronto con la relativa simulazione

grado di coesione dei metodi di collasso dei cruciformi tra le prove reali e la simulazione come si può osservare in figura 19.

Per quanto riguarda i valori del carico misurati è stata riscontrata una sottostima del 50% rispetto ad i casi reali (figura 20), sottolineando le mancanze del modello.

Inoltre sono state simulate anche diverse strutture contenenti i cruciformi testati in precedenza, con diversi elementi di collegamento (lastre piane, rinforzate, con rinforzo sinusoidale e trapezoidale). Anche queste strutture sono prima state testate con test di impatto utilizzando una massa di 75 kg con una velocità di 10 m/s. Per la modellazione in PAM-CRASH sono stati utilizzati i medesimi modelli di danno e materiale, mentre i valori specifici della mesh non sono riportati nello studio ma possono essere visti in [15]. In alcuni casi è stata applicata una mesh più fine per consentire una rappresentazione più accurata del pezzo.

Sono stati ottenuti sempre risultati simili relativi ai metodi di rottura (figura 21) ma sottostimati del 50/60% per quanto riguarda il carico.

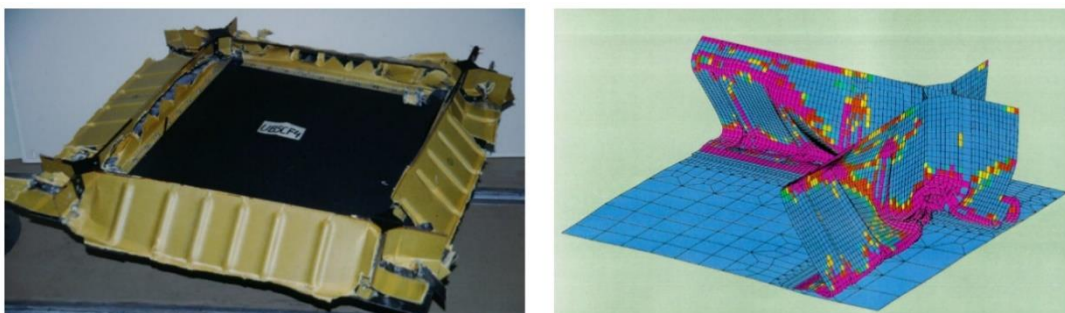


Figura 21: Confronto tra risultato drop test di una struttura (HTP più lamine rinforzate) e la sua simulazione

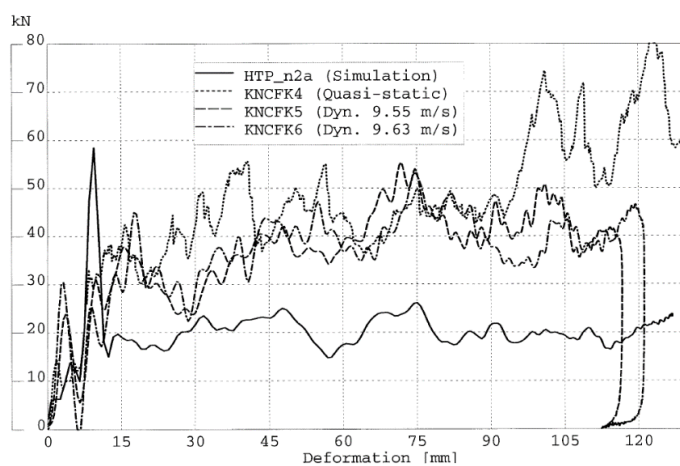


Figura 20: Curve carico-spostamento per cruciformi sottoposti ad impatto

3.4. Crash and impact simulation of aircraft structures hybrid and FE based approaches [16,(2000)]

Material	Material type	Damage model	Values for the model
Tessuto carbonio - epoxy	-	UD Composite	No
Tessuto aramidico - epoxy		Bi-Phase Ply modificato	

Anche in questa pubblicazione vengono proposti gli studi del DLR di Stoccarda, sempre nell'ambito del progetto CRASURV, in merito a componenti ibridi con geometrie e layup simili a quelli del precedente articolo.

In questo caso i materiali usati sono stati un tessuto di fibre di carbonio VICOTEX G803/M10 da 290 g/m² e un tessuto di fibre aramidiche STRAFIL AT285/M10 da 200 g/m². La stratifica utilizzata nei componenti è sempre $[\pm 45A/\pm 45^\circ/\pm 45C/0C]_S$ per uno spessore nominale di 2.1 mm. Sono stati realizzati test di trazione e compressione a 0°, 90° e $\pm 45^\circ$ per valutare le proprietà a taglio dei materiali, oltre a prove di trazione e compressione non standard a 15° e 30° per ottenere dati aggiuntivi per la validazione dei modelli del materiale. In aggiunta sono stati realizzati test di impatto dinamici e quasi statici su segmenti di tubi costituiti dai vari materiali testando sia orientazioni di fibra a 0°/90° sia a $\pm 45^\circ$ oltre alla stratifica ibrida. I drop test sono stati realizzati con velocità di 5 e 10 m/s.

Per ovviare alle carenze del bi-phase model ne è stato creato uno nuovo attraverso il codice PAM-SHOCK che permetta di definire due direzioni arbitrarie non necessariamente ortogonali per ogni ply, che durante la deformazione vengono aggiornate individualmente.

Questo modello è stato testato su cruciformi Hybrid Conical Pole (HCP) realizzati con la stratifica indicata in precedenza. Nel caso reale questo cruciforme è stato sottoposto ad una prova quasi statica il cui impattatore è stato modellato come un corpo rigido dalla massa di 50 kg con velocità iniziale di 10 m/s. Il collasso iniziale e la seguente deformazione della simulazione risultano molto simili al caso reale (figura 22) presentando però problemi di sottostima del carico come nello studio precedente.

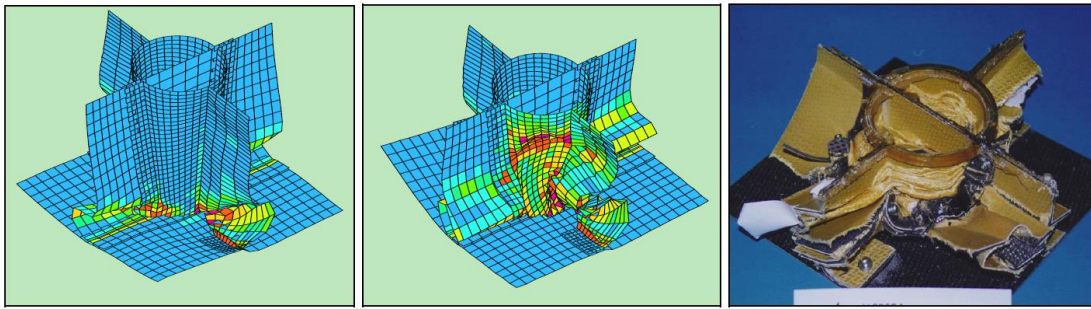


Figura 22: Confronto tra due istanti della simulazione di un HCP (t=1,5 e 15 ms) e caso reale

È stata inoltre testata ad impatto una struttura dalle dimensioni di 800x780x180 mm con cruciformi HCP e travi longitudinali con rinforzo trapezoidale, fatta impattare a 9.2 m/s con una massa totale di 501 kg. È stato meshato un quarto di tale struttura per un totale di 8200 elementi shell e simulato tramite PAM-CRASH con il nuovo modello del materiale, presentando un comportamento simile al caso reale. Facendo considerazioni sulle forze in gioco in un primo momento per la simulazione è stata considerata un'integrazione delle forze di contatto tra il fondo della struttura e il corpo rigido portando a risultati molto diversi da quelli del caso reale (rispettivamente rappresentate da curva verde e curva blu in figura 23). Per rimediare è stata presa in considerazione anche la flessibilità della piattaforma su cui era fissata la struttura nei drop test reali modellandola con elementi solidi, ottenendo così risultati più simili (curva rossa figura 23).

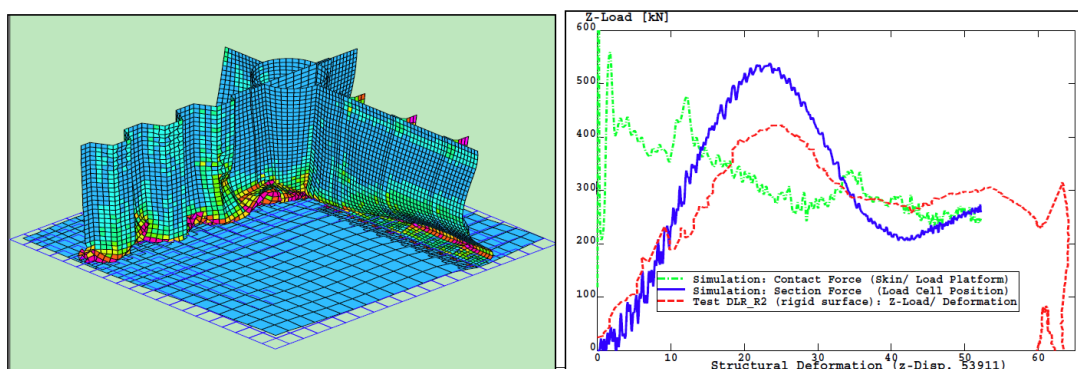


Figura 23: Risultati della simulazione sulla struttura

3.5. Numerical investigation of a crash test of a composite helicopter subfloor structure [17,(2001)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Carbonio UD - epoxy			
Tessuto ibrido carbonio/aramidico – epoxy	Type 130	Degenerate Composite	No, presenti curve di
Tessuto polietilene – epoxy	Type 34	Bi-Phase Ply	calibrazione
Tessuto aramidico - epoxy			

In questo articolo viene descritta l'attività svolta da ricercatori dell'Università di Limerick e del NLR all'interno del progetto di ricerca CRASURV, dove vengono analizzate le proprietà di una struttura assorbitrice in materiale composito collocata nel sottopavimento di una fusoliera di un elicottero. Tale struttura (di dimensioni 716x716x225 mm e massa di 5 kg), osservabile in figura 24, è composta da travi longitudinali e laterali con rinforzo sinusoidale mentre il piano inferiore è realizzato come *Tensor Skin* in modo da promuovere la distribuzione del carico lungo le travi in

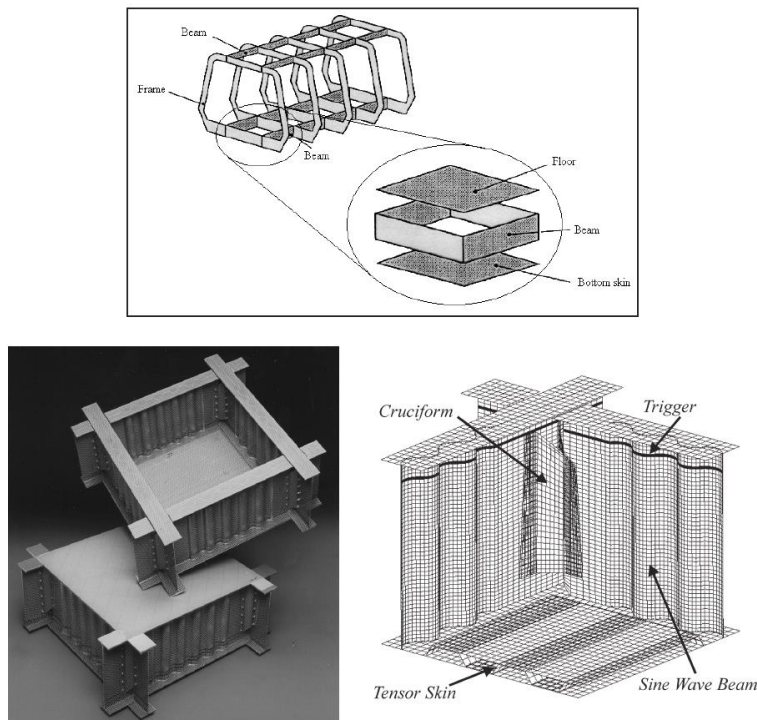


Figura 24: Struttura e dettaglio del modello FE

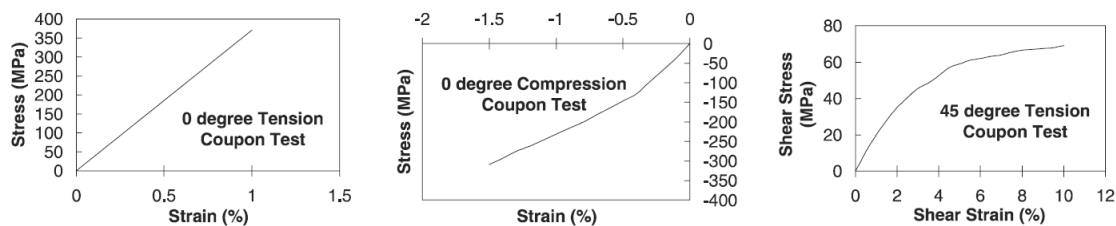


Figura 25: Proprietà del tessuto ibrido carbonio/aramidico

caso di impatto con acqua come illustrato in [18]. Le travi sono costituite da un laminato presentante un unidirezionale carbonio-epoxy con fibre orientate verticalmente circondato da un tessuto ibrido carbonio/aramidico-epoxy orientato a $\pm 45^\circ$ rispetto la verticale, il trigger è stato realizzato lasciando uno spazio tra i vari layer di carbonio ad una distanza di 5 mm dalla superficie superiore. La tensor skin è costituita da tre pannelli di cui quello centrale è realizzato con un tessuto di polietilene-epoxy, capace di elevate deformazioni a rottura, ripiegato con andamento trapezoidale (figura 24). I pannelli esterni sono invece costituiti da tessuto ibrido e aramidico puro, sempre impregnati con resina epossidica. Questi quattro materiali sono stati sottoposti a test standard in trazione e compressione a 0, 90 e $\pm 45^\circ$ per renderne possibile la calibrazione. Le curve risultanti per il tessuto ibrido si possono osservare in figura 25.

È stata condotta una prova di impatto dinamica dove la struttura è stata collegata ad una massa di 500 kg e lasciata cadere da un'altezza di 4,5 m, portando ad una velocità di impatto di 9,23 m/s e un'energia assorbita di 21,3 kJ.

Prima della prova è stata condotta una prima simulazione, modellando un quarto di struttura con 9748 elementi multi-layered shell a 4 nodi. Il trigger è stato replicato omettendo uno dei ply centrali di carbonio UD lungo una fila di elementi e spostando lateralmente la geometria superiore di 1/10 dello spessore degli elementi. Un muro rigido mobile con massa di 500 kg ha rappresentato la massa collegata alla struttura mentre un muro rigido fisso il pavimento. Sono inoltre stati settati un algoritmo di auto-contatto per evitare la compenetrazione degli elementi mentre i vari componenti sono stati collegati tra di loro usando l'opzione *tied contact* su PAM-CRASH. Per la calibrazione dei materiali in principio sono stati usati sia il danno volumetrico sia quello deviatorico, ma così facendo il comportamento dei materiali si è rilevato estremamente fragile con livelli di energia assorbita minimi. Per far sì che i componenti assorbano una

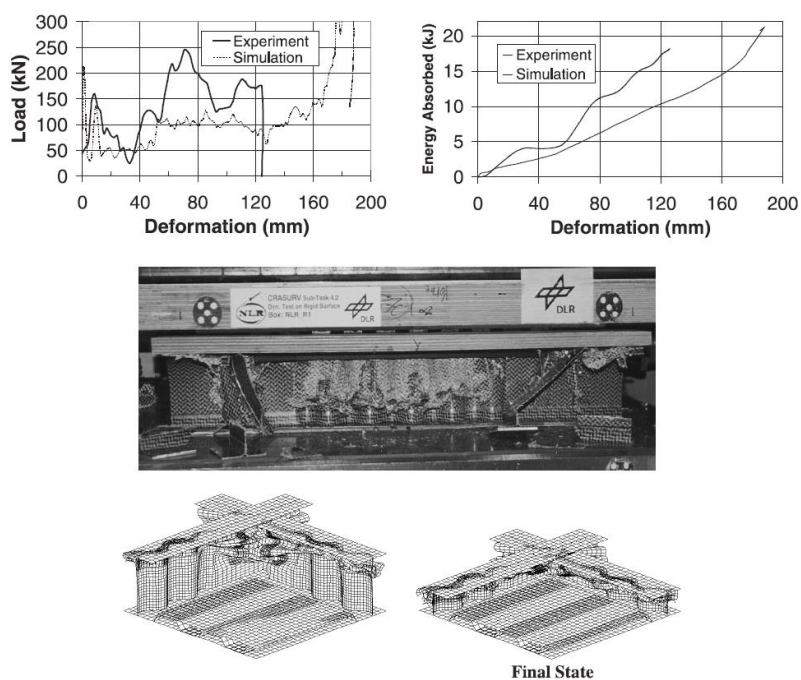


Figura 26: Confronto tra risultati sperimentali e simulazione pre-test

qualunque quantità di energia è stato necessario calibrare il tessuto ibrido con un valore significativo di resistenza residua imponendola pari al 50% della sua forza a rottura ($\sigma_u \approx 0,5\sigma_l$), utilizzando unicamente il danno a taglio. Così facendo le forze a taglio verranno sottostimate, ma è sembrato fosse più ragionevole rispetto al caso con solo danno volumetrico che risulterebbe in una resistenza a taglio infinita. Per finire è stata scelta un alto valore per il criterio di eliminazione degli elementi con deformazione a taglio degli elementi pari all'80%.

Confrontando i risultati della prima simulazione con la prova reale (figura 26) si osserva come la forma generale della curva forza-spostamento della simulazione risulti abbastanza simile a quella reale. Nonostante ciò la forza di schiacciamento che si registra dopo che la porzione di trave superiore al trigger impatta con il terreno è troppo bassa risultando in una deformazione totale eccessiva della struttura. Da notare come anche l'energia totale assorbita sia di 18,2 kJ, indicando che circa 3,1 kJ di energia sono stati dissipati da altri fattori esterni relativi alla drop tower con cui è stata effettuata la prova.

Alla luce di questi risultati sono state svolte una serie di simulazioni post-test per cercare di affinare il modello.

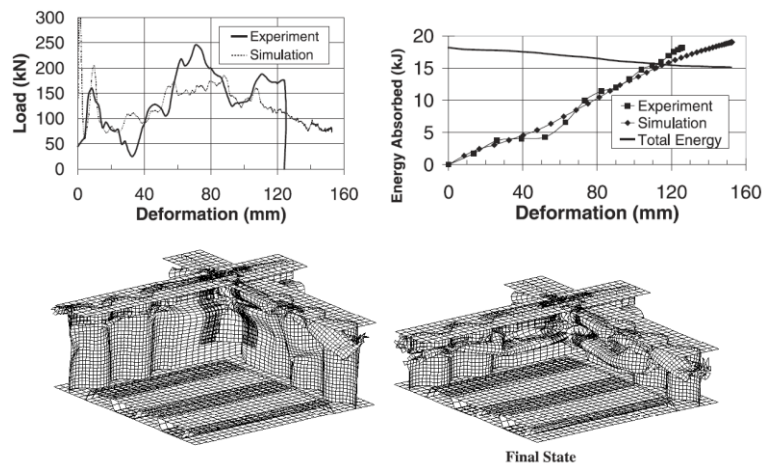


Figura 27: Confronto tra risultati sperimentali e prima simulazione post-test

Nella prima di queste simulazioni si è cercato di approssimare il problema dell'energia assorbita troppo bassa per la simulazione, modificando la velocità del muro rigido mobile a 8,52 m/s. Inoltre è stato ipotizzato che la rigidità e la resistenza dei vari materiali fosse troppo bassa, ma anche aumentandole del 50% non si sono ottenuti risultati apprezzabili. Buoni risultati sia in termini di forza di schiacciamento sia di deformazione totale sono stati ottenuti ipotizzando la resistenza residua pari al 100% di quella a rottura, come si può osservare in figura 27. Nonostante ciò i risultati mostrano delle anomalie da ricondurre ad una probabile instabilità del modello.

Nella seconda simulazione si è affrontato il problema delle grandi pieghe del materiale collassato presenti nella simulazione. Impostando il valore della deformazione a taglio degli elementi al 25% si è ottenuto un comportamento più fragile dei materiali senza però ottenere miglioramenti nella stima della forza di schiacciamento, portando anzi ad un accrescimento delle anomalie energetiche.

Nella terza simulazione si è provato ad usare il danno volumetrico per ridurre la resistenza dei ply ibridi in maniera graduale e ad usare due piatti di elementi shell a corpo rigido invece delle due pareti rigide in quanto così facendo non veniva considerata nessuna riduzione graduale di velocità degli elementi impattati. È stato usato il contact type 34 tra i nodi della struttura e il piatto in modo da introdurre uno smorzamento proporzionale di rigidità del 20%. Da notare come in questa maniera molti elementi danneggiati non vengono eliminati dalla simulazione, ma bensì formano dei fasci simili al caso reale. L'energia totale del sistema in questo caso rimane costante e l'energia

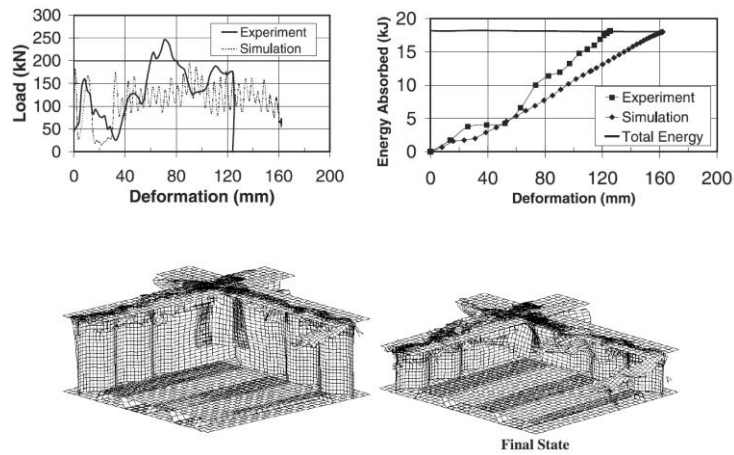


Figura 28: Confronto tra risultati sperimentali e seconda simulazione post-test

assorbita assume i valori corretti, ma la deformazione totale rimane ancora troppo elevata (figura 28).

È stato inoltre investigato l'effetto della dimensione degli elementi usando la mesh delle simulazioni precedenti come controllo e creandone due nuove rispettivamente con densità degli elementi pari a due terzi e al doppio rispetto a quella di controllo. Nella mesh meno densa si è osservato un comportamento simile al modello di controllo con differenze nella distanza tra i picchi più elevata (7,25 contro 4,83 mm) che comunque rappresenta l'altezza degli elementi come nel controllo. Nel modello con mesh più fine si possono osservare picchi minori (2,41 mm), risultanti in una curva più omogenea dove però si riscontra una rottura tra la struttura e il piatto di elementi shell a 112 mm che non avviene nella prova reale. In tutti i casi il comportamento della struttura e la sua

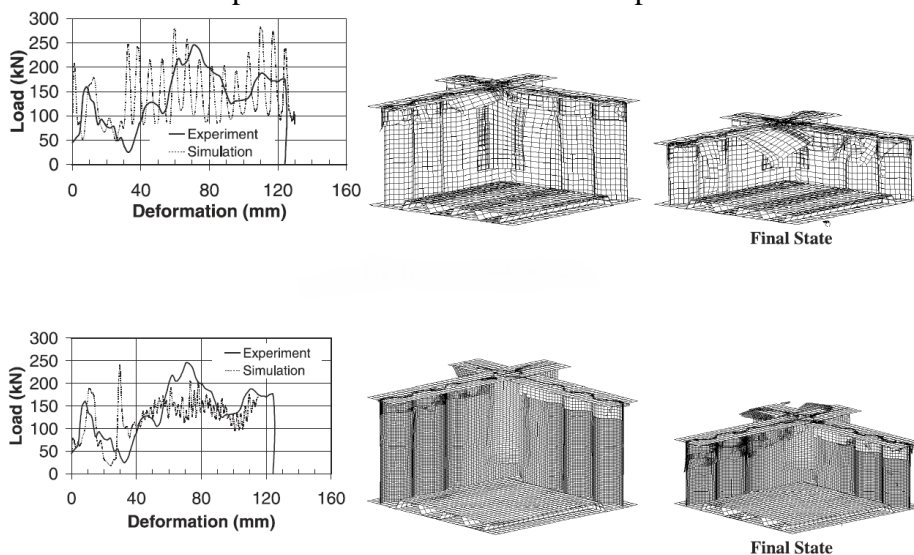


Figura 29: Effetti ottenuti con densità di mesh pari a 2/3 (sopra) e al doppio (sotto) rispetto il modello di controllo

deformazione risultano pressoché equivalenti e le uniche differenze risiedono nei tempi di calcolo che nel caso della mesh più fine hanno raggiunto le tre settimane, contro le dieci ore del modello di controllo.

Per concludere è stato creato il modello completo della struttura che ha fornito risultati identici al modello con un quarto di struttura giustificandone l'utilizzo.

3.6. Development of a crashworthy composite fuselage for a commuter aircraft [19,(2001)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Carbonio UD - epoxy			
Tessuto ibrido carbonio/aramidico – epoxy	Type 130	Degenerate Composite	No
Tessuto polietilene – epoxy	Type 102	Bi-Phase Ply	
Tessuto aramidico – epoxy			
Alluminio			

Anche questa pubblicazione, redatta da esponenti dell’NLR, DLR, Alenia Aerospazio di Pomigliano d’Arco, CEAT di Tolosa e EADS – CASA di Madrid, ricade all’interno del progetto CRASURV.

Nello studio viene descritta la progettazione e il test di una struttura assorbitrice da porre nei sottopavimenti di aerei a corto raggio come l’ATR-42/72 e l’Airbus A320.

La struttura utilizzata è simile a quella illustrata in [17] con gli stessi materiali e meccanismo di trigger, venendo però adattata per dimensioni e carichi maggiori. Le differenze principali delle due strutture risiedono nel fatto di presentare gli elementi con rinforzo sinusoidale più inclinati e separati dall’ossatura principale in modo da evitare che eventuali deformazioni del sottopavimento vadano a destabilizzarli, oltre a presentare anche elementi in alluminio. La struttura intera si può vedere in figura 29.



Figura 29: Struttura nelle fasi finali di montaggio

È stato realizzato un drop test della struttura che è stata sollevata di 2,6 m e collegata a delle masse aggiuntive per tenere in considerazione il peso dei passeggeri e della sovrastruttura. Nel dettaglio è stata caricata con 40 kg vicino ai bordi esterni e con 300 kg sopra ogni elemento a rinforzo sinusoidale. La sua massa totale è risultata di 720 kg, comprendenti le masse sopra elencate, 30 kg della stessa struttura, più il peso di alcuni componenti del sistema di guida. La struttura quindi ha impattato ad una velocità di 7,09 m/s con un'energia d'impatto di 19,9 kJ.

Per la mesh sono stati utilizzati elementi shell per il composito (con una lunghezza media di 10 mm), elementi rigidi per la rivettatura di collegamento ed elementi solidi per le masse aggiuntive. Il terreno è stato modellato come un muro rigido con una superficie scorrevole, alla quale è stato applicato un coefficiente di attrito di 0,6. È stata applicata una velocità di caduta di 7 m/s a tutti i nodi ed è stata tenuta in considerazione anche la forza di gravità. In totale il modello presenta 75000 nodi, 71000 elementi e 12000 corpi rigidi.

Sono state svolte svariate simulazioni pre-test con PAM-CRASH per dimostrare l'efficacia della struttura, dove le parti in materiale composito sono state modellate con il material type 130 e quelle in alluminio con il type 102. I parametri necessari sono stati estrapolati da report generati dai partner del progetto come EADS-DB, DLR e ESI. La sequenza di collasso rappresentata dalla simulazione è stata solo parzialmente in accordo con quella del test reale. In particolare sono stati assunti valori di frizioni troppo alti, il che ha impossibilitato lo scorrimento delle travi a rinforzo sinusoidale ed inoltre

l'insieme delle tracce dei sedili non si è fratturato come nel test. Per questi motivi la simulazione ha predetto dei valori oltremodo maggiori di energia assorbita.

È stata effettuata anche una simulazione post-test dove i materiali sono stati infragiliti e sono stati imposti valori di velocità di caduta e di massa esattamente uguali a quelli della prova reale. In questo caso i risultati sono stati decisamente più concordi con il caso reale, come si può osservare in figura 30.

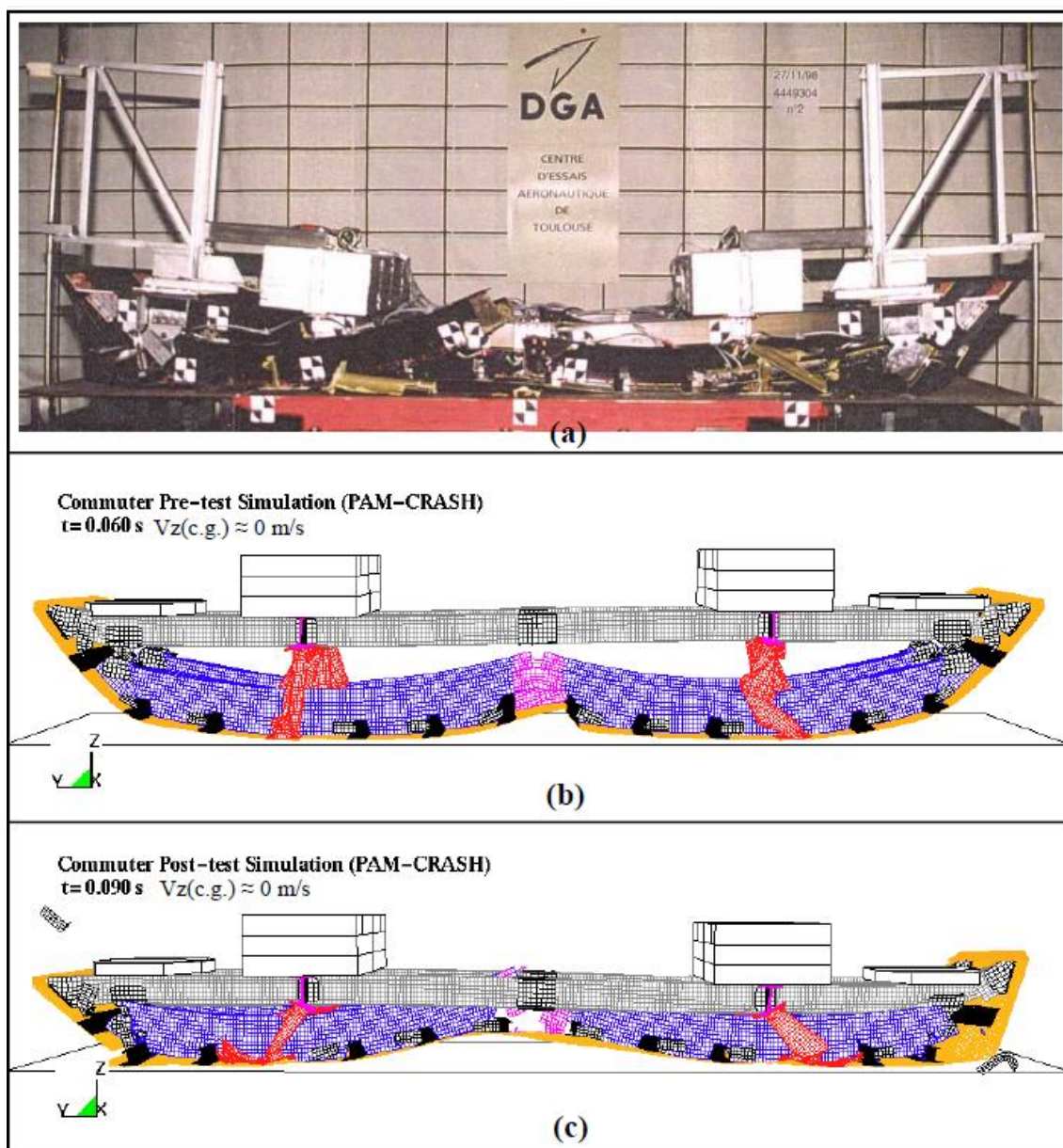


Figura 30: Confronto tra test e simulazioni della struttura con velocità verticale pari a zero

3.7. Progressive damage modelling of SMC composite materials [20,(2003)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Fibre di vetro sparse-poliestere	Type 105	Degenerate Composite	Sì
	Type 16	Bi-Phase Ply	

Nel seguente articolo, opera della School of Mechanical Engineering dell'University of Natal a Durban, viene descritta la modellazione di un componente Sheet Moulding Compound (SMC). Nel dettaglio per il provino rettangolare testato di dimensioni 120x40x4 mm, il materiale usato risulta una resina di poliestere insatura con l'aggiunta del 20% in volume di fibre di vetro lunghe 25 mm. Il modello di danno utilizzato è stato il degenerate bi-phase e per la determinazione dei parametri necessari è stata effettuata una prova a trazione con velocità costante di 0,5 mm/min da cui sono stati ricavati i valori $d_l = 0,12$ e $d_u = 0,95$.

Il provino è stato sottoposto ad una prova di flessione a tre punti, con velocità di applicazione del carico costante a 2 e 100 mm/s.

In un primo momento è stato creato un modello numerico con 48 elementi plate con dimensioni di 10x10x4 mm associati al material type 105, al quale sono stati associati i parametri reali della prova sperimentale. I risultati osservabili in figura 31 sono stati però in grande disaccordo rispetto la prova reale.

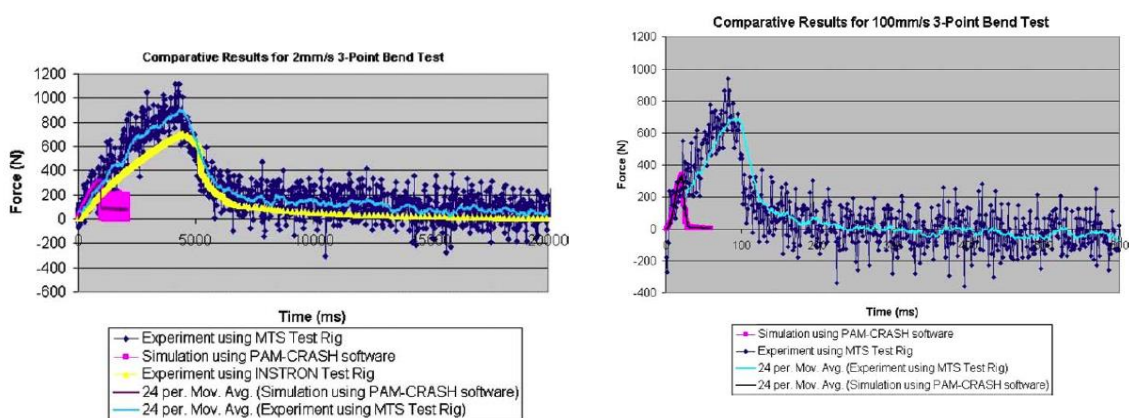


Figura 31: Comparazione curve carico-tempo per velocità di 2 (sinistra) e 100 mm/s (destra)

A questo punto è stato tentato di affinare il modello, in un primo momento innalzando il numero di elementi plate a 128 (5x5x4 mm) ed in seguito rimodellando il provino con

elementi solidi (material type 16) di uguali dimensioni. Anche in questo caso i risultati sono stati pessimi come si può notare in figura 32, per cui è stato tentato di ridurre gli elementi solidi a dimensioni 2x2x2 mm in modo che lo spessore del pezzo fosse identificato da due elementi al contrario del caso precedente in cui era rappresentato da

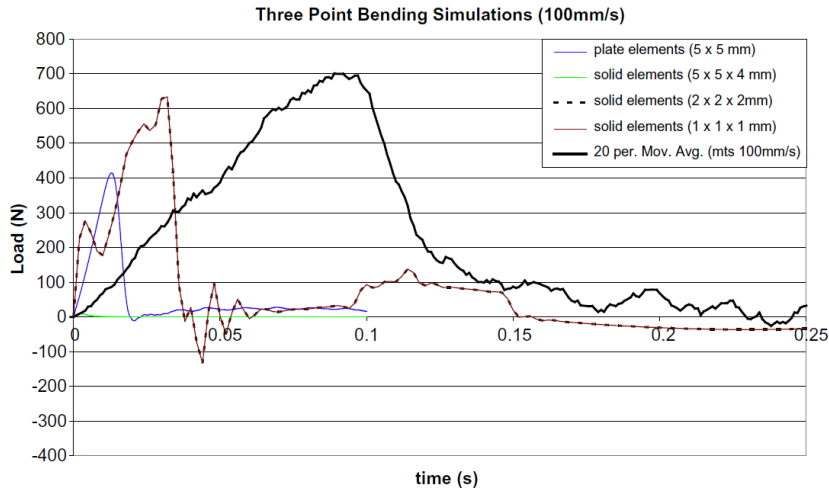


Figura 32: Risultati comparativi tra simulazioni con elementi plate e solidi

un solo elemento. Con questo approccio si sono ottenuti i risultati più vicini al caso reale ottenendo deformazioni realistiche e con un carico massimo di 630 kN rispetto ai 700 kN misurati sperimentalmente, anche se esso è stato raggiunto in meno della metà di tempo. È stato tentato di ridurre ulteriormente la dimensione degli elementi, ma i risultati ottenuti sono comparabili con il caso precedente.

Per tentare di risolvere il problema sono state effettuate ulteriori prove a trazione le cui curve caratteristiche non risultano però sovrapponibili (figura 33), per questo è stato

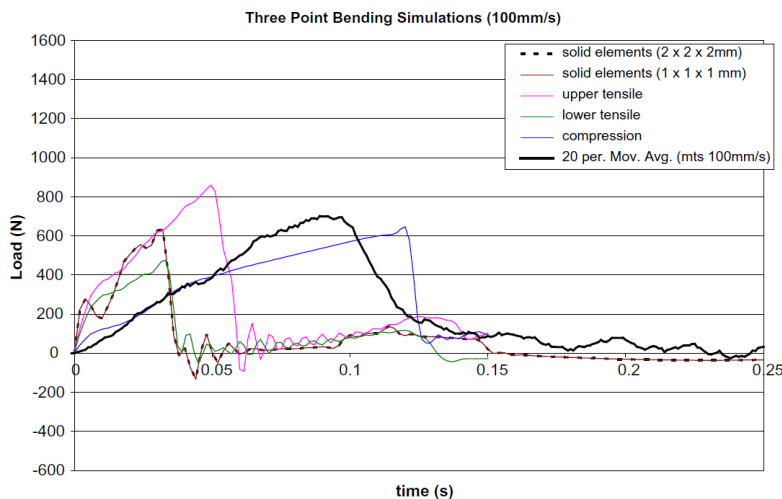


Figura 34: Comparazione con tutti i risultati ottenuti

deciso di ricavare i parametri di danno dalle curve limite superiore ed inferiore (tabella 1) e svolgere due nuove simulazioni. I risultati ancora una volta non sono risultati soddisfacenti e come ci si aspettava la curva carico-tempo del caso precedente ricade nei due casi estremi trattati (figura 34).

Agli autori è risultato chiaro come con prove di caratterizzazione a trazione non ci si trovi in condizione di restituire i parametri necessari per una simulazione accurata, per cui sono state svolte anche prove a compressione. Replicando la simulazione con i parametri estratti da quest'ultima prova si è così trovato un altro caso limite. In figura 34 si può notare come il picco del caso sperimentale sia compreso tra le curve limite ricavate da dati a tensione e compressione, a giustificare il fatto che per replicare correttamente una prova di flessione a tre punti sia necessario ricavare parametri di danno intermedi, cosa che non è stato possibile effettuare.

Tabella 1: Valori di deformazioni e danni caratteristici delle due curve limite

	ϵ_i	ϵ_l	ϵ_u	d_l	d_u
Curva inferiore	0,0023	0,00457	0,0078	0,2	1
Curva superiore	0,002	0,004	0,01	0,25	1

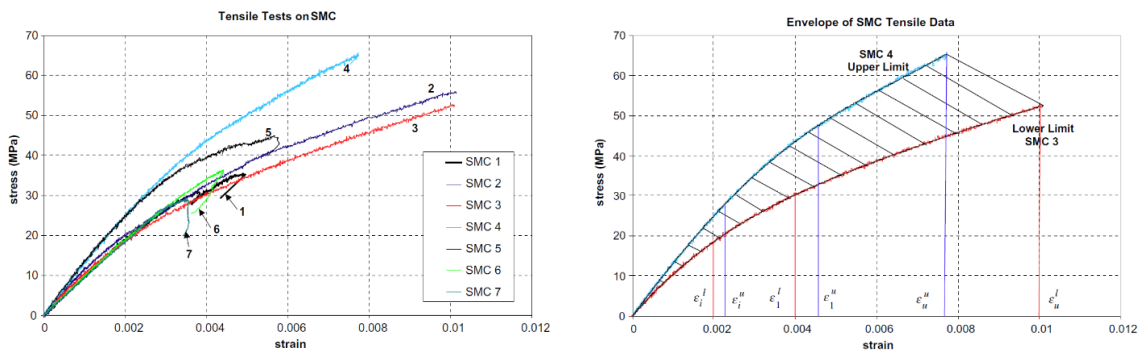


Figura 33: Risultati prove a trazione con casi limite (destra)

3.8. Simulating the progressive crushing of fabric reinforced composite structures [21,(2006)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto vetro - epoxy	Type 130	Degenerate Composite Bi-Phase Ply	Sì

Anche questa pubblicazione è stata redatta dalla School of Mechanical Engineering dell'University of Natal ed analizza la risposta a crash di un componente rappresentativo di uno scompartimento automobilistico ospitante la ruota di scorta. La sua geometria è riportata in figura 35 ed è realizzata con otto layer di tessuto twill weave di fibre di vetro da 290 g/m² impregnati con resina epossidica Ampreg20. La stratifica utilizzata è di [0/±45]_{2S} nelle pareti del cilindro e di [0]₈ in tutte le restanti parti. Sono stati realizzati

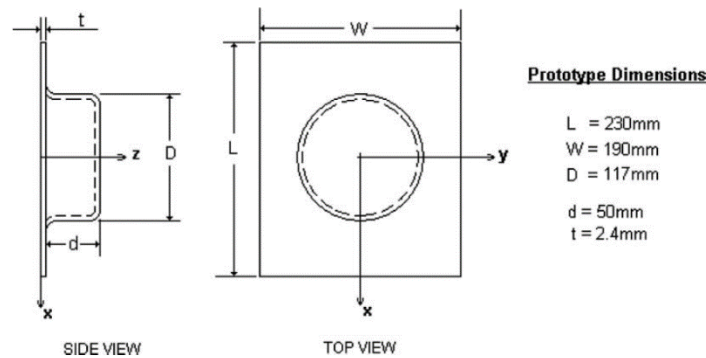


Figura 35: Geometria componente

Tabella 2: Parametri caratteristici del materiale

	E_1 [GPa]	E_2 [GPa]	E_3 [GPa]	G_{12} [GPa]	G_{23} [GPa]	G_{13} [GPa]	ν_{21}	ν_{32}	ν_{31}	ϵ_{l1}	ϵ_{l2}	ϵ_u	d_l	d_u
Tensione	17	17	13	5,5	3,4	3,4	0,17	0,30	0,30	0,0053	0,0100	0,0106	0,121	0,95
Compressione	4,37	4,37	3	5,5	3,4	3,4	0,17	0,30	0,30	0,0451	0,0537	0,0902	0,07	0,74

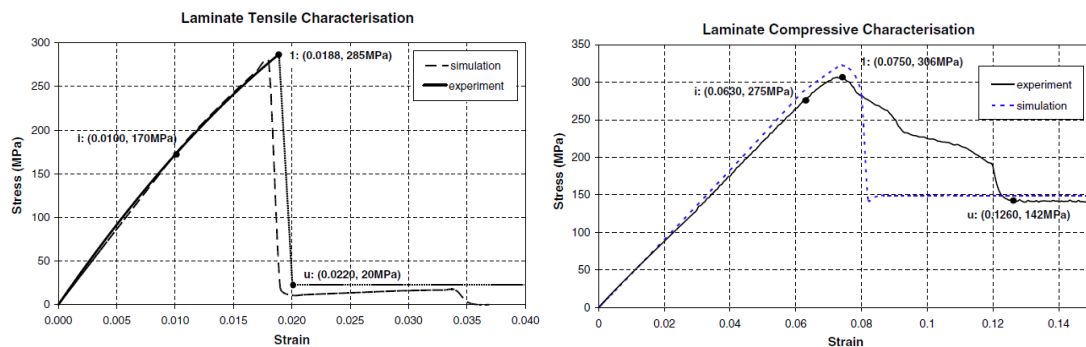


Figura 36: Curve di calibrazione del materiale. Prova a trazione (sinistra) e a compressione (destra)

provini del medesimo materiale, sottoposti a prove di caratterizzazione a trazione e compressione in modo da ricavarne i parametri per la definizione del modello di danno degenerato bi-phase (tabella 2). È stata effettuata la calibrazione del materiale con risultati soddisfacenti figura 36. Il componente è stato quindi sottoposto ad una prova quasi statica a velocità costante di 150 mm/s, fissato alla pressa mediante clampaggio di due bordi opposti.

Il modello numerico è stato creato con elementi shell a quattro nodi ai quali è stato applicato il material type 130. Per la definizione delle pareti del cilindro sono stati usati otto layer da 0,3 mm con la stratifica riportata in precedenza, mentre per le rimanenti parti il modello è stato semplificato con quattro layer da 0,6 mm.

Le condizioni di bloccaggio sono state replicate definendo due gruppi di nodi: al primo, rappresentate il bordo fermo, sono stati bloccati tutti i gradi di libertà ed è stato definito come sezione su cui misurare la forza di schiacciamento, mentre al secondo sono stati imposti i valori di velocità della prova reale.

I risultati ottenuti mostrano un buon accordo con quelli sperimentali per quanto riguarda le deformazioni del componente, mentre la forza di schiacciamento risulta sottostimata (figura 37). In particolare il carico massimo della simulazione (6,5 kN a 3,9 mm) si discosta del 16% rispetto ai dati sperimentali (7,7 kN a 4,5 mm). Anche i metodi di rottura si sono rivelati simili.

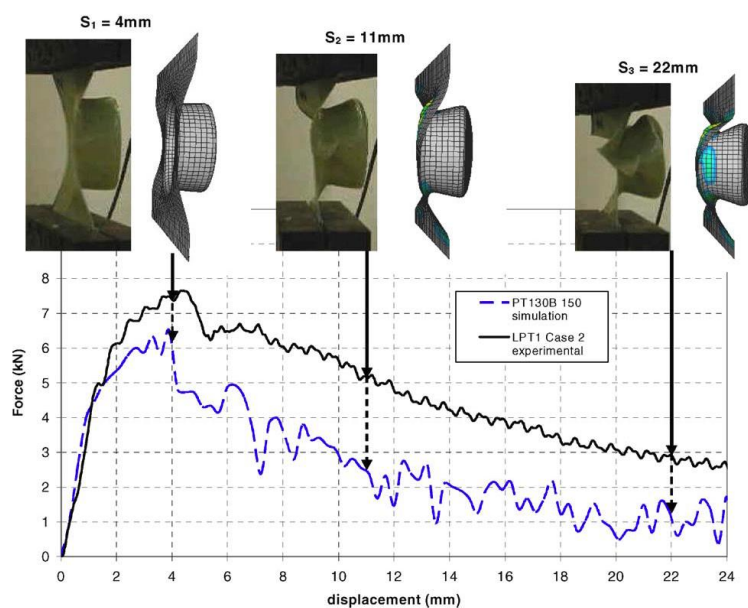


Figura 37: Confronto tra risposta sperimentale e simulata

3.9. An inverse approach to identify the constitutive model parameters for crashworthiness modelling of composite structures [22,(2004)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto carbonio - epoxy	Type 130 Type 36	UD Composite Bi-Phase Ply modificato	No

In questo studio redatto dal Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano e dal Bolton Automotive and Aerospace Research Group del Bolton Institute viene affrontata la possibilità di utilizzare una tecnica inversa per la determinazione dei parametri di danno di componenti in materiale composito in relazione all'Unidirectional Composite Bi-Phase Model.

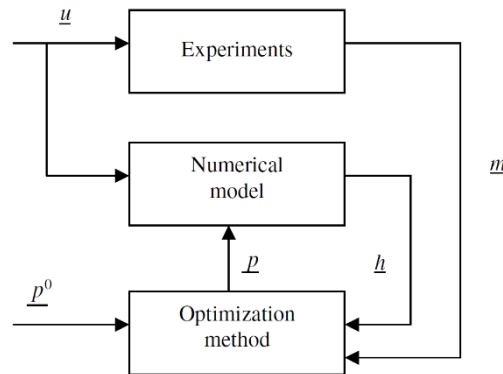


Figura 38: Diagramma a blocchi del metodo utilizzato

In primo luogo è stato deciso come identificare i parametri necessari per questa tecnica. Come già affrontato nei casi precedenti con il metodo classico, i parametri ottimali di danno vengono determinati relazionando i risultati ottenuti da prove sperimentali con quelli provenienti da analisi numeriche del componente, compito che in questa tecnica viene svolto da un algoritmo di ottimizzazione. In figura 38 è riportato il diagramma con le fasi impiegate in questo metodo dove \mathbf{u} rappresenta l'input delle analisi sperimentali e numeriche, \mathbf{m} la risposta misurata sperimentalmente (con $\mathbf{m} = [m_1, m_2, \dots, m_N]^T$ dove N è il numero totale dei dati misurati), \mathbf{h} la risposta calcolata, \mathbf{p} l'insieme dei parametri (con $\mathbf{p} = [p_1, p_2, \dots, p_P]^T$ dove P è il numero di parametri da

ottimizzare) e p^0 una stima iniziale degli stessi. La relazione tra i parametri e i dati misurati è espressa come:

$$\mathbf{m} = \mathbf{h}(\mathbf{u}, \mathbf{p}) + \xi \quad (27)$$

dove oltre le grandezze definite in precedenza è riportato anche l'errore relativo ξ . L'obiettivo è quindi trovare una serie di parametri P per cui la risposta del modello sia comparabile con quella misurata sperimentalmente. In questo studio come funzione obiettivo (OBJ) è stato assunto l'errore quadratico sull'energia assorbita, definito come la differenza quadratica tra il carico misurato sperimentalmente y e quello valutato numericamente F in n punti equamente distribuiti durante lo schiacciamento:

$$OBJ = \sum_{i=1}^n (F(\mathbf{p}, s_i) - y(s_i))^2 \quad (28)$$

dove s_i è lo spostamento al tempo t_i .

Sono stati quindi realizzati provini tubolari a parete sottile di 300 mm di lunghezza con tessuto di fibra di carbonio e resina epossidica con stratifica $[0/90]_{2S}$ e $[+45/-45]_{2S}$. Il meccanismo di trigger è stato ottenuto fresando un'estremità del provino. Tutti i provini sono stati sottoposti a prove di impatto con una massa di 110 kg fatta impattare ad una velocità fissata di 8 m/s, i risultati ottenuti sono stati filtrati con una frequenza di 15 kHz.

Per la mesh del modello numerico sono stati definiti 7227 elementi shell di dimensioni 3x3 mm, ai quali è stato associato il material type 130. Per la definizione del materiale all'interno del modello il tessuto è stato rappresentato da due tessuti unidirezionali con fibre poste in corrispondenza di trama e ordito. Il terreno è stato modellato come una

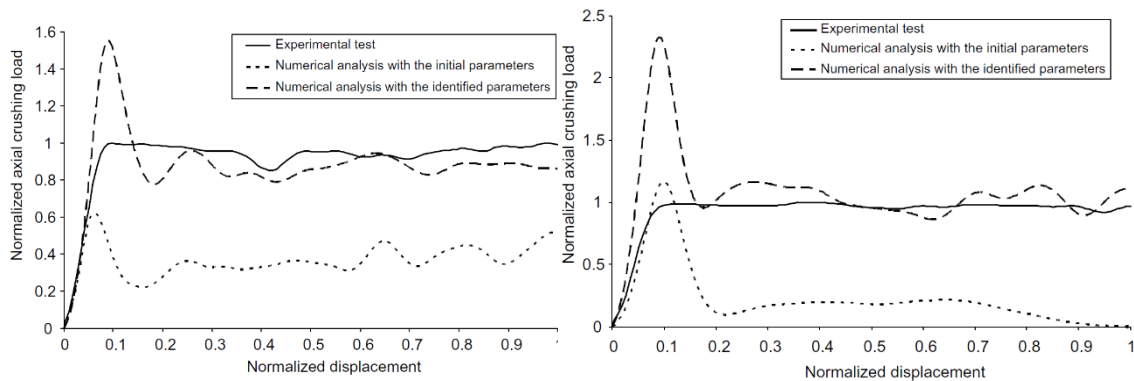


Figura 39: Confronto tra curve normalizzate carico-spostamento per provini $[0/90]_{2S}$ (sinistra) e $[+45/-45]_{2S}$ (destra)

parete rigida, mentre la modellazione dell'impattatore è stata definita in due modi diversi: nella prima simulazione con una parete rigida di massa pari a quella reale, nella seconda con una parete rigida con massa infinita entrambe con velocità di 8 m/s. Non sono state evidenziate differenze nei risultati numerici ma si è scelto di utilizzare il secondo approccio per ridurre il tempo di calcolo della simulazione. È stato consentito lo scorrimento tra gli elementi e la parete rigida in modo da tenere in considerazione la dispersione di energia per attrito ed utilizzato un algoritmo di contatto type 36 per evitare la compenetrazione degli elementi.

Sono prima stati analizzati i risultati ottenuti con una calibrazione classica del materiale (figura 39) dai quali si è dedotto come i risultati ottenuti in questo modo non siano rappresentativi del caso reale, dove il provino $[0/90]_{2S}$ ha riportato una forza di schiacciamento media inferiore del 40% rispetto al caso sperimentale e il provino $[+45/-$

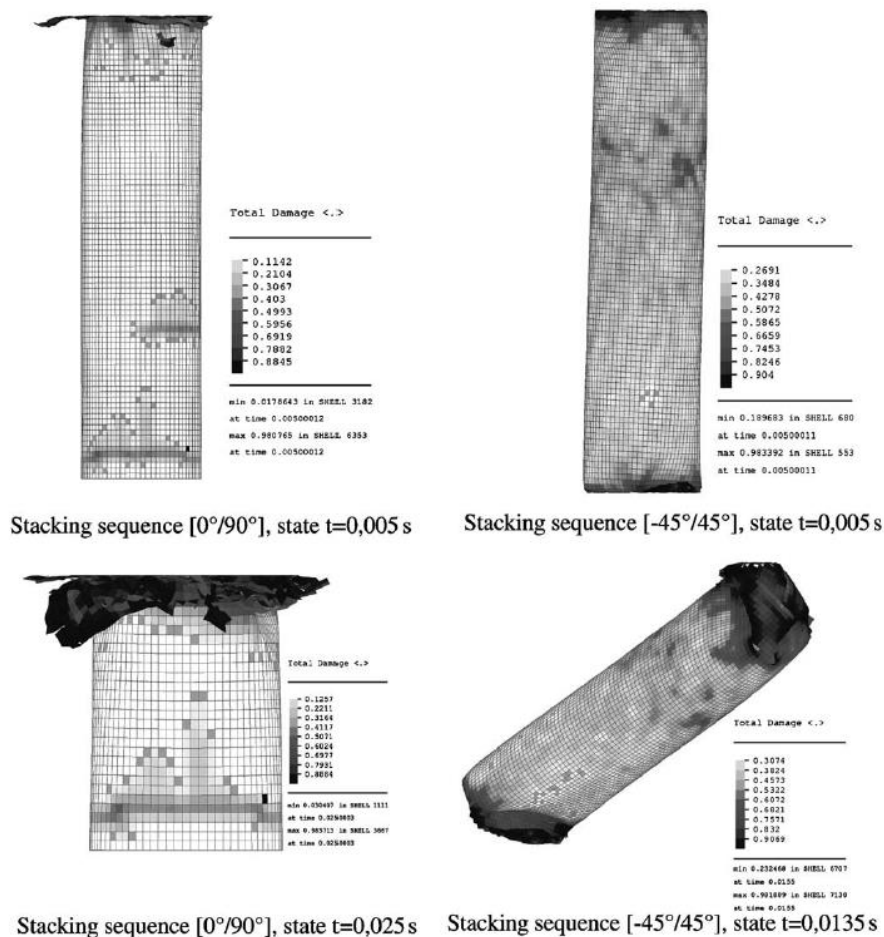


Figura 40: Analisi numeriche con i parametri iniziali

45]_{2S} è stato invece oggetto di uno scorrimento laterale dopo 70 mm di schiacciamento rivelando una carenza del modello nella predizione del metodo di collasso (figura 40).

L'algoritmo utilizzato è basato sul Sequential Quadratic Programming (SQP) esposto in [23, 24]. È stato necessario apportare delle semplificazioni alla funzione obiettivo per renderne possibile l'utilizzo tramite PAM-CRASH passando da 30 parametri del materiale a 3, ovvero le deformazioni della matrice e delle fibre.

Le simulazioni così ottenute hanno portato risultati molto più vicini al carico reale con una forza media pari al 90% del caso reale per il provino [0/90]_{2S} e di 60% per il [+45/-45]_{2S}.

È stato analizzato anche un secondo algoritmo che oltre le deformazioni tenesse in considerazioni anche i parametri di danno. Utilizzato nel modello ha restituito un errore del 5% tra risultati numerici e sperimentali.

Per la validazione della tecnica sono state considerate due strutture (figura 41). La prima è una struttura conica a base ellittica di lunghezza pari a 360 mm, realizzata con lo stesso materiale dei provini con stratifica [0/±45/0/0/0/±45/0] e testata con una prova di

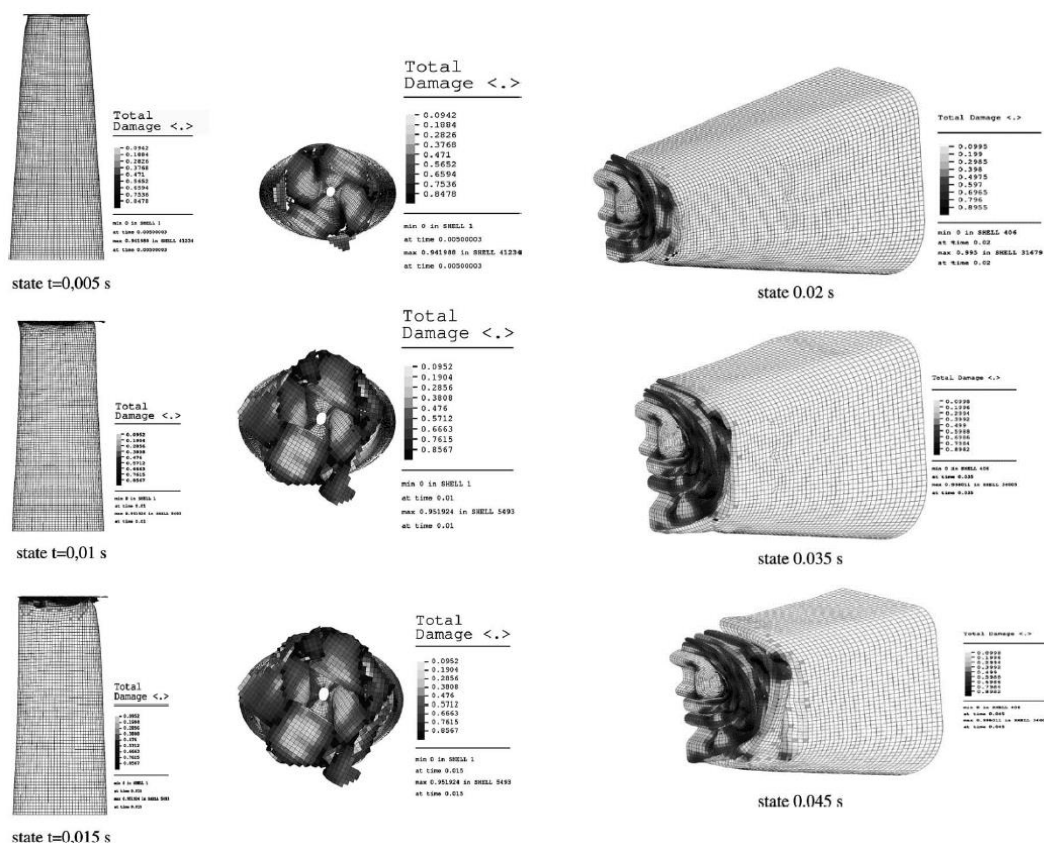


Figura 41: Analisi numerica delle due strutture

impatto (massa 110 kg alla velocità 10 m/s). La seconda di lunghezza 660 mm con rinforzo sia sotto forma di tessuto sia unidirezionale anch'essa provata ad impatto (massa 390 kg a 12 m/s). Per la modellazione numerica sono stati seguiti gli stessi passaggi utilizzati per i provini. In entrambi i casi si sono ottenuti risultati con una buona accuratezza.

3.10. Analysis of composite car bumper reinforcement [25,(2009)]

Material	Material type	Damage model	Valori per il modello
Carbonio UD - epoxy	-	Unidirectional Composite Global Ply	Sì

Nel presente articolo, redatto da esponenti della Faculty of Applied Science dell'University of West Bohemia in Repubblica Ceca, viene discussa la realizzazione di un paraurti in materiale composito.

3.10.1. Unidirectional Composite Global Ply Model

In questo articolo viene utilizzato l'Unidirectional Composite Global Ply Model derivato dallo studio [7] di Ladavèze et al., dove il ply di materiale composito è descritto da meccaniche continue ed omogenee. Considerata come 1 la direzione parallela alle fibre e come 2 la direzione trasversale, la relazione costitutiva del modello può essere scritta come:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{11}^e \\ \varepsilon_{22}^e \\ 2\varepsilon_{12}^e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/E_1(1 - d_{ft}) & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2(1 - d') & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12}(1 - d'') \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} \quad (29)$$

dove d_{ft} è il parametro di danno relativo alle fibre sottoposte a trazione, d' il parametro di danno relativo alla matrice in direzione parallela alle fibre e d'' il parametro di danno relativo al debonding tra fibre e matrice.

Come si può osservare in figura 42 d_{ft} è dipendente dalla deformazione delle fibre a trazione. In particolare sarà pari a zero fino a che non si raggiungerà il valore limite iniziale di deformazione associata al danno ε_i^{ft} , crescerà linearmente tra ε_i^{ft} e ε_u^{ft} che rappresenta il valore limite finale di deformazione associata al danno ed infine aumenterà asintoticamente fino al valore di 1. Questo danno è possibile che sia definito anche in compressione con le deformazioni caratteristiche ε_i^{fc} e ε_u^{fc} .

I parametri d' e d'' sono invece definiti associandovi le funzioni di danno:

$$Y' = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{2E_2(1-d')^2} \quad Y'' = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}(1-d'')^2} \quad (30)$$

dove $\langle x \rangle_+ = x$ se $x > 0$ altrimenti $x = 0$.

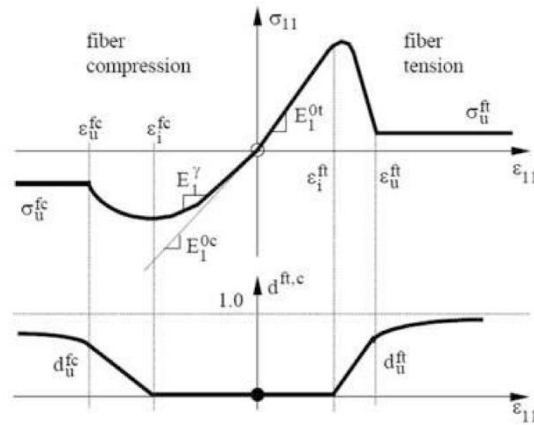


Figura 42: Danno delle fibre a trazione e compressione

Anche in questo caso le funzioni di evoluzione del danno saranno basate sul massimo valore raggiunto dalle forze di danno, quindi si introducono le quantità:

$$\underline{Y}'(t) = \max\{\sqrt{Y'(\tau)}\} \quad \underline{Y}''(t) = \max\{\sqrt{Y''(\tau) + bY'(\tau)}\} \quad \tau \leq t \quad (31)$$

I valori di danno quindi si possono calcolare come:

$$d' = \frac{\langle \underline{Y}'' - Y_0' \rangle_+}{Y_C'} \quad \text{se } d' < d_{max}, \underline{Y}' < Y_S' \text{ e } \underline{Y}'' < Y_R \text{ altrimenti } d' = d_{max} \quad (32)$$

$$d'' = \frac{\langle \underline{Y}'' - Y_0'' \rangle_+}{Y_C''} \quad \text{se } d'' < d_{max}, \underline{Y}' < Y_S' \text{ e } \underline{Y}'' < Y_R \text{ altrimenti } d'' = d_{max} \quad (33)$$

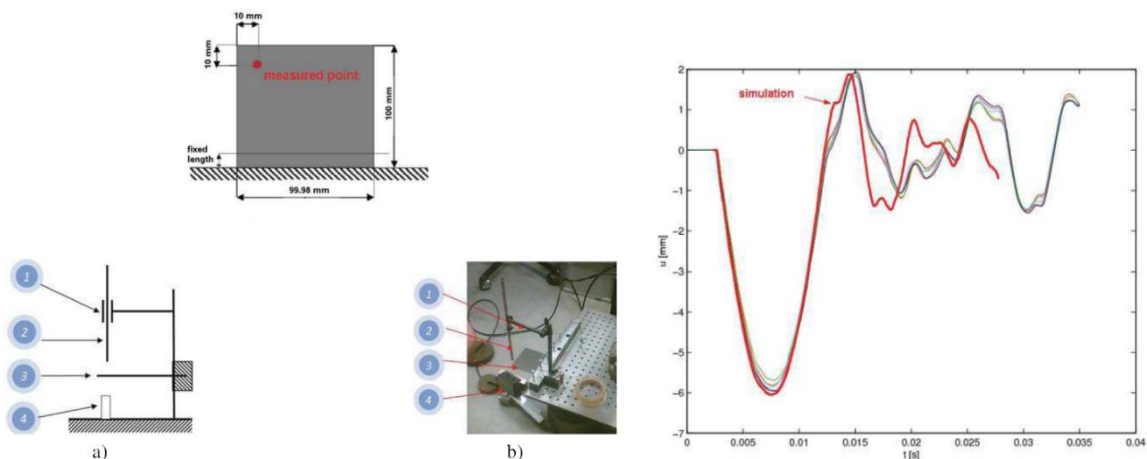


Figura 43: Setup dell'analisi modale dove 1-2 guida a tubo, 3 piatto, 4 sensore laser. A sinistra confronto tra risultati sperimentali e dati

con Y'_0 e Y'_C rispettivamente valore iniziale e critico di danno trasversale, Y''_0 e Y''_C rispettivamente valore iniziale e critico di danno a taglio, Y'_S limite di danno per il comportamento fragile dell'interfaccia fibra-matrice, Y_R limite elementare di frattura per danno a taglio e d_{max} massimo valore consentito di d' e d'' ($d_{max} < 1$).

Per la calibrazione del modello nello studio è stata realizzata un'analisi modale, con la quale si sono misurate le oscillazioni libere di un piatto di materiale composito, la quale è stata successivamente replicata con PAM-CRASH. Il piatto di dimensioni 100x99,98x0,84 mm è stato realizzato con rinforzo unidirezionale di carbonio (EHKF420-UD24K-40) e resina epossidica con stratifica [0/90/90/0]. Il componente è stato colpito da un pattatore di acciaio con massa pari a 4 g lasciato cadere da un'altezza di 300 mm ad una distanza di 10 mm dal bordo del piatto, del quale è stato misurato lo spostamento con un sensore laser. Il setup della prova si può osservare in figura 43. La prova è stata quindi simulata con PAM-CRASH ottenendo un accordo soddisfacente con i dati sperimentali. In seguito sono stati realizzati provini lunghi 105 mm, spessi 1,05 mm e larghi 15, 20 e 25 mm con fibre orientate a 0, 45 e 90°. In tabella

Tabella 3: Confronto tra forze di rottura

	Forza [kN]		
	A00	A45	A90
Sperimentale	33,28	1,35	1,11
Simulazione	32,7227	1,3218	1,1968

Tabella 4: Parametri per il modello di danno

Y'_0 [√GPa]	Y'_c [√GPa]	Y''_0 [√GPa]	Y''_c [√GPa]	Y'_s [√GPa]	Y_R [√GPa]	ϵ_i^{ft}	ϵ_u^{ft}	d_{max}
0,2049	0,2049	0,219	0,219	0,01170042	0,2049	0,0195	0,0195	0,98

3 si può vedere il confronto tra la forza di rottura ottenuta con prove a trazione e la loro simulazione. A questo punto gli autori hanno eseguito un'analisi di rigidità del paraurti comparando i dati del componente realizzato in acciaio con quelli relativi a componenti di dimensioni simili realizzati in materiale composito con differenti profili (figura 44). La prova è consistita nello spingere un pattatore metallico con una forza di 1 kN contro il paraurti, gli elementi di connessione sono rigidi e non sono stati analizzati. I paraurti in composito sono realizzati con lo stesso materiale utilizzato per il piatto. La stratifica utilizzata in un primo momento è stata di $[0/\pm 30/90/\mp 30/0]$ ma non sono stati raggiunti i livelli di rigidità del componente in acciaio, quindi sono stati realizzati i profili B e D, che hanno riportato i risultati migliori nelle prime prove, con stratifica $[0/\pm 30/\mp 30/90/\pm 30/\mp 30/0]$ portando ad uno spessore totale del pezzo di 7,6 mm.

Le prove sono state replicate con PAM-CRASH utilizzando i parametri di danno in tabella 4, raggiungendo risultati di rigidità superiori a quelli del componente in acciaio. In seguito è stata realizzata una simulazione del danno riportato dai due profili secondo gli standard del Research Council for Automobile Repairs (RCAR) [26], ovvero sono stati fatti impattare ad una velocità di 15 km/h contro una barriera con un offset del 40% rispetto al veicolo provato ed un'inclinazione di 10 gradi con raggio di curvatura di 150 mm (figura 45). Questa analisi ha causato una frattura sul bordo del profilo B che è stato scartato. Il profilo D ha invece mostrato buoni risultati dove il valore massimo di danno raggiunto non ha superato il 60% del danno massimo consentito (figura 46), l'impatto è quindi stato trasferito con successo alla struttura

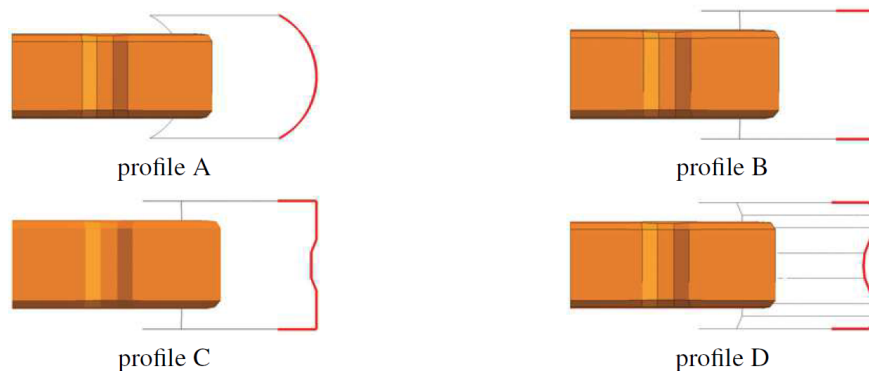


Figura 44: Profili testati

assorbitrice posta dietro al paraurti. Da sottolineare come la massa del profilo D sia inferiore del 78% rispetto quella del componente in acciaio (1,94 contro 8,89 kg) riportando proprietà di assorbimento degli urti comparabili.

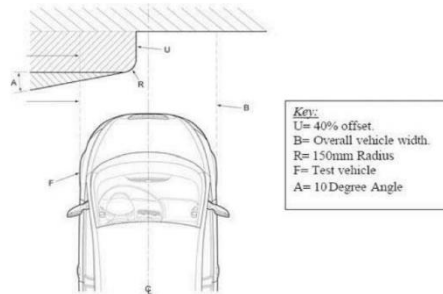


Figura 45: Standard di prova RCAR

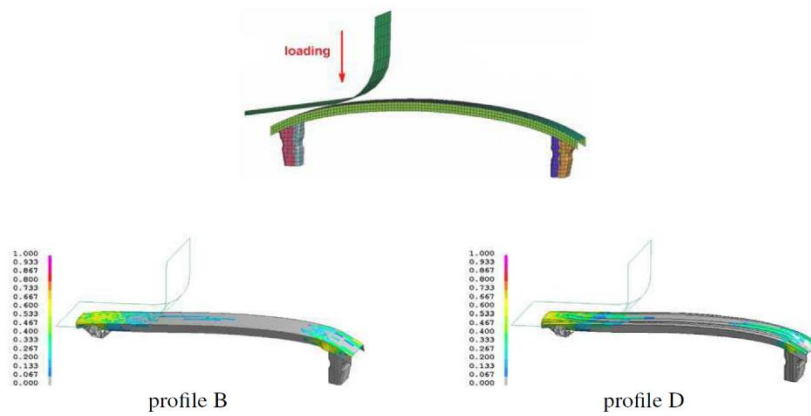


Figura 46: Svolgimento della simulazione e risultati di danno massimo sui profili

3.11. Experimental and numerical investigation of the crushing response of an open section composite energy absorbing element [26,(2010)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto carbonio – epoxy	Type 131	Fabric Composite	Sì
	Type 36	Global Ply	

In questo articolo, opera della School of Mechanical and Manufacturing Engineering dell'Università del Nuovo Galles del Sud a Sydney e del Cooperative Research Centre for Advanced Composite Structures (CRC-ACS) a Fishermans Bend, analizza le dinamiche di assorbimento di energia di un componente hat-shaped realizzato in materiale composito. L'elemento analizzato identifica la singola piega che si ritroverebbe in un componente di misura maggiore e la sua geometria si può osservare in figura 47. È realizzato con un prepreg di tessuto plain-weave in fibra di carbonio più resina epossidica con laminazione $[0/90]_8$ e presenta un trigger a campanile. Il componente per praticità è stato inglobato in una base di resina epossidica.

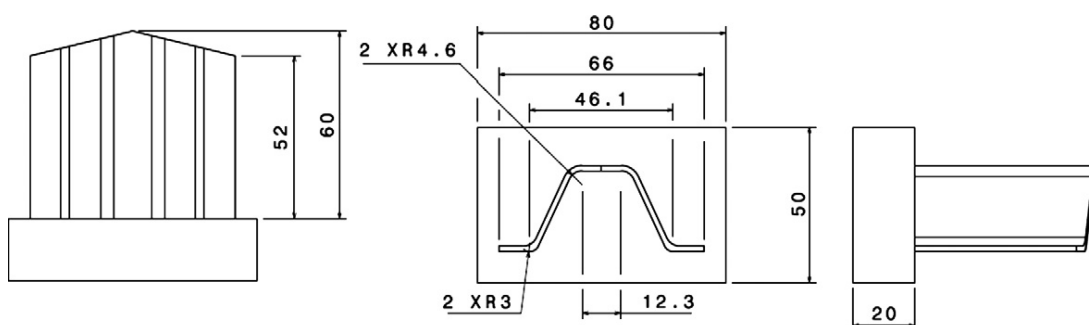


Figura 47: Geometria del componente testato con misure in mm

È stato svolto un test quasi statico con una velocità di schiacciamento di 5 mm/min per i primi 25 mm e di 25 mm/min per il resto del test.

Per la mesh sono stati usati elementi shell a quattro nodi con lunghezza caratteristica di 1 mm e la struttura divisa in quattro layer contenenti due ply ciascuno per un totale di 23000 elementi. Il materiale è stato definito come material type 131, proprio del global ply model. Per la modellazione dell'interfaccia sono stati assegnati ad ogni shell layer quattro punti di integrazione through-thickness. I parametri relativi alla delaminazione sono stati estratti da [27], in quanto non è stato possibile effettuare test DCB, ENF, o

Tabella 5: Proprietà del

Parametro	Valore
E_1 [GPa]	62
E_2 [GPa]	62
G_{12} [GPa]	3,65
σ_{11} [MPa]	680
σ_{22} [MPa]	680
σ_{12} [MPa]	100
ν_{12} [-]	0,06
G_{IC} [kJ/m ²]	0,68
G_{IIC} [kJ/m ²]	3,25

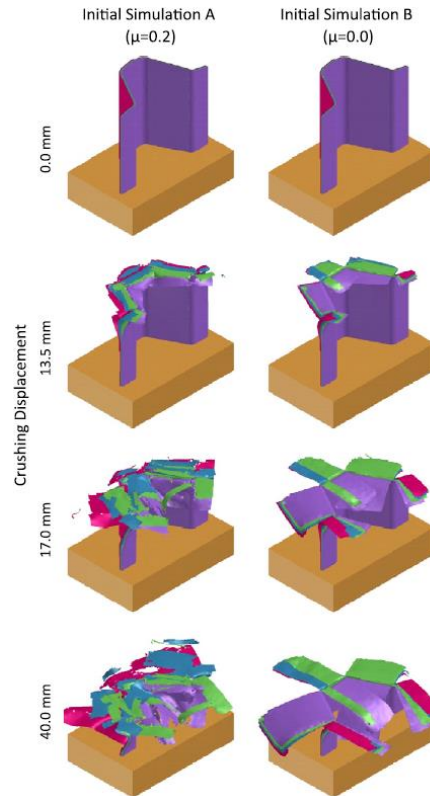


Figura 48: Confronto tra i modi di collasso con diverse coefficiente d'attrito

Tabella 6: Parametri di danno normalizzati usati per definire le funzioni di danno del ply

Parametro normalizzato	Tensione (11)	Compressione (11 C)	Taglio (12)
Limite di danno iniziale Y_{XX0}	0,941	0,941	0,120
Limite di danno finale Y_{XXR}	1	1	1
Limite di danno critico Y_{XXC}	0,018	0,018	17,7
Danno massimo consentito d_{XXMAX}	0,75	0,50	0,75

MMB. I parametri caratteristici del materiale si possono osservare in tabella 5 e 6. È stato inserito l'algoritmo di auto contatto type 36 per evitare compenetrazione degli elementi. L'impiantatore è stato modellato come una parete rigida con velocità di 1 m/s per i primi 25 mm e 5 m/s per il resto della simulazione. Questo come accennato in un paragrafo precedente per ridurre il tempo complessivo necessario al calcolo.

Sono state effettuate in principio due simulazioni usando come proprietà di interfaccia quelle esposte in [27] con un coefficiente di attrito tra struttura e parete rigida di 0,2 per la simulazione chiamata Initial Simulation A e nullo per l'Initial Simulation B. Questi

due approcci hanno condotto a due metodi di rottura diversi tra di loro con quello ottenuto dalla simulazione B più vicino al caso reale, dove le lamine esterne si sono piegate senza rompersi (figura 48). Questa simulazione però ha previsto una forza di schiacciamento di 5 kN, molto minore rispetto al caso reale.

Sono così state svolte ulteriori simulazioni mantenendo il coefficiente di attrito nullo, ma aumentando le proprietà di interfaccia del modello portando i ratei di rilascio dell'energia da 0,004 a 0,007 J/mm² ottenendo risultati molto comparabili con la prova sperimentale (figura 49), dove oltre la curva pura della simulazione ne è stata riportata anche una a cui è stato applicato un filtro da 1000 Hz per renderla più omogenea.

Il modello numerico sottostima lievemente il carico di schiacciamento mentre sovrastima la rigidità assiale ad inizio del processo (0-8 mm di schiacciamento). Come si può osservare in figura 49 però il modello riesce a replicare la modalità di rottura reale del componente e la sua propagazione. Il modello sotto predice il carico massimo circa dell'11% ma ciò può essere ricondotto al filtro applicato in quanto l'errore della curva pura è solo del 0,68%, mentre invece l'errore sulla forza media è del 1,5%. Inoltre il modello riesce a stimare la SEA con un errore del 0,2%.

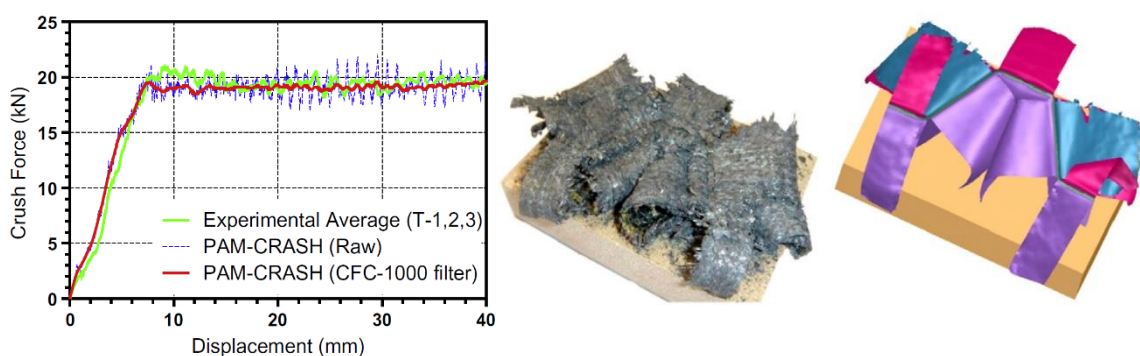


Figura 49: Confronto tra le curve carico-spostamento e tra i metodi di collasso di simulazione e prova reale

3.12. Improved design methods for crashworthy composite helicopter structures [28,(2012)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto carbonio – epoxy	-	Fabric Composite Global Ply	No

In questa pubblicazione viene esposta la collaborazione tra il CRC-ACS australiano e il DLR di Stoccarda nella progettazione di una struttura crashworthiness da utilizzare in un elicottero.

Sono stati effettuati prima test su provini per ricavare i parametri di base da inserire nel modello e su componenti rappresentativi di parti della struttura per stabilire l'efficacia degli stessi in presenza di interazioni strutturali più complesse come le giunzioni.



Figura 50: Dettaglio del rinforzo corrugato inserito nelle due sezioni a C

La struttura principale analizzata è rappresentativa della metà inferiore di una struttura di un elicottero ed è composta da una parte superiore progettata in modo da garantire uno spazio di sicurezza per gli occupanti e una parte inferiore da integrare nel sottopavimento studiata per l'assorbimento di energia in caso di impatto. La parte inferiore è costituita da un laminato corrugato con un trigger ply-drop inserita in due sezioni a C, come si può osservare in figura 50. La struttura di dimensioni 450x700x200 mm è stata testata con una prova quasi statica (QS) e due dinamiche (DY1 e DY2) con una velocità d'impatto di 8 m/s. Per la modellazione è stato usato un approccio stacked-shell, dove il rinforzo corrugato è stato rappresentato con tre layer, mentre per le sezioni a C ne è stato usato solo uno. Il modello di danno adoperato è stato il fabric composite

global ply model. Come condizioni al contorno sono state usate le medesime delle prove reali, tenendo quindi in considerazione il campo gravitazionale e una velocità di 8,05 m/s applicata a tutto il modello.

Nella prima simulazione non sono stati modellati la trave a I (I-beam) né le due guide della macchina che si possono vedere in figura 51, che sono però state aggiunte in iterazioni successive per descrivere meglio la distribuzione delle masse, del baricentro e del centro d'inerzia. La trave è stata collegata alle guide con elementi *Point Link* (PLINK) in grado di simulare risposta e rottura di punti di saldatura, bulloni e rivetti. Dopo l'analisi dei video dei test di impatto è stata aggiunta una massa alla guida superiore, i rivetti di collegamento sono stati modellati con elementi rigidi e la connessione tra i vari componenti modellata con elementi PLINK, la piattaforma di impatto è stata divisa in tre sezioni per analizzare separatamente le tre forze e sono state imposte condizioni di caricamento lievemente fuori asse come nelle due prove reali ($0,11^\circ$ per DY1 e $0,27^\circ$ per DY2).

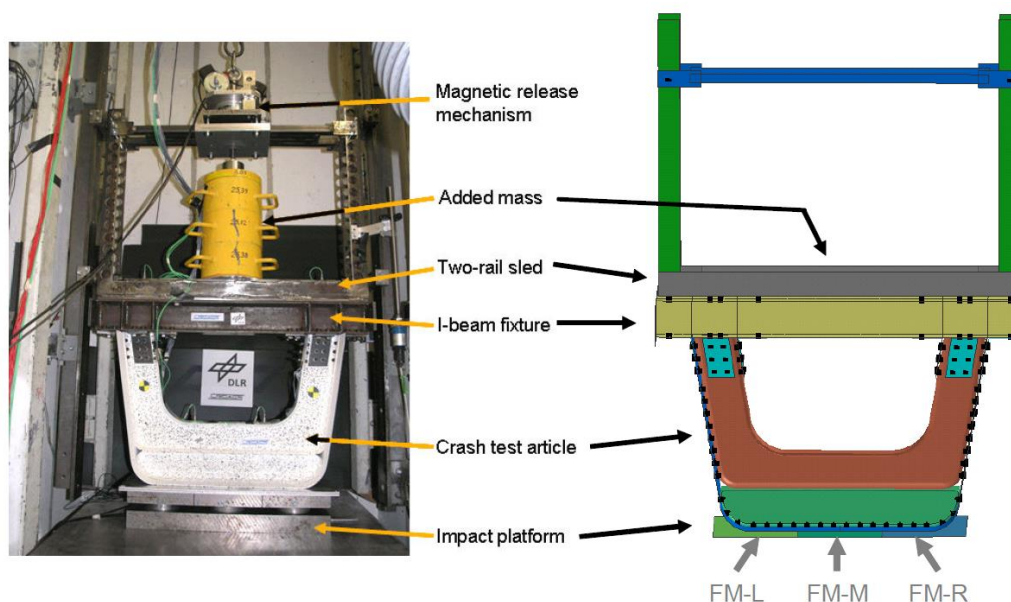


Figura 51: Confronto tra il setup della prova e modello numerico

Le curve carico-spostamento misurate dalle tre celle di carico, alle quali non è stato applicato nessun filtro, si possono osservare in figura confrontate con quelle della prova DY1. Come si può vedere nelle simulazioni sono stati registrati dei carichi massimi superiori alla prova reale, mentre la forza media è stata predetta con efficacia. È stata misurata un'energia assorbita più elevata nella simulazione e ciò è da attribuire al carico massimo più alto rispetto ai risultati sperimentali. Confrontando i risultati della simulazione con immagini tratte dai video delle prove reali e con scansioni High Resolution Computed Tomography (HRCT) si può notare come il metodo di collasso venga predetto con successo, con il modello capace di simulare il danneggiamento del materiale anche davanti al fronte di schiacciamento. Per concludere sono state comparate le tensioni sperimentali con quelle delle simulazioni che si è rivelata in grado di catturare le caratteristiche della curva tensioni-spostamento.

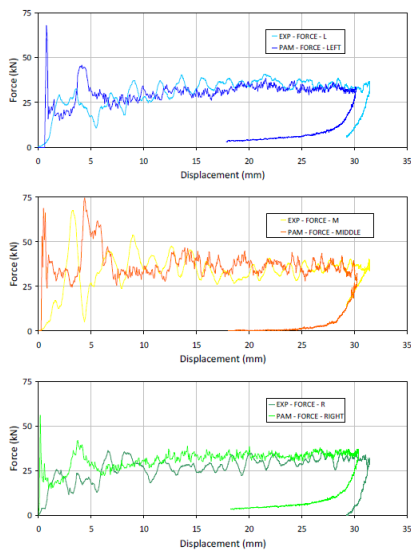


Figura 52: Confronto curve carico-spostamento tra test DY1 e simulazione nelle rispettive celle di carico

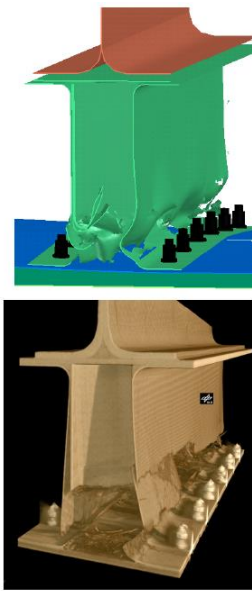


Figura 53: Confronto modalità di collasso tra FE (sopra) e HRCT

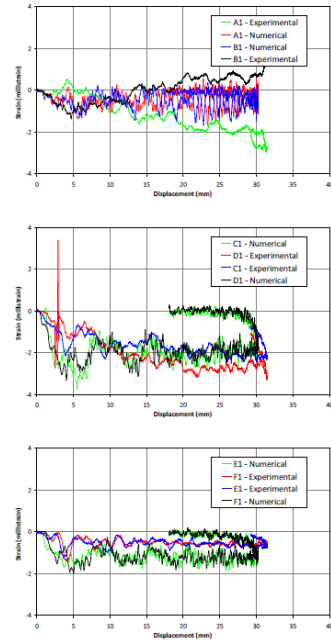


Figura 54: Confronto tra tensioni misurate e predette nel test DY1

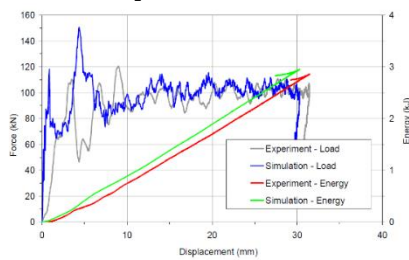


Figura 55: Confronto risultati tra test DY1 e simulazione

Tabella 7: Confronto valori numerici tra test e simulazioni

Grandezza	DY1		DY2	
	Test	FE	Test	FE
Energia assorbita [kJ]	2,83	2,93	5,10	2,10
Distanza di schiacciamento [mm]	31,5	30,3	56,0	52,0
Carico massimo [kN]	120	150	120	142
Carico stabilizzato [kN]	104	105	101	99,2

3.13. Modelling of CFRP crushing structures in explicit crash analysis [29,(2014)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto carbonio - epoxy	Type 130	Fabric Composite	Sì
	Type 303	Global Ply	

In questo articolo, realizzato dal Dipartimento di Ingegneria Meccanica ed Aerospaziale del Politecnico di Torino in collaborazione con Automobili Lamborghini S.p.A., vengono analizzate due configurazioni di modello numerico per la simulazione di materiali con rinforzo di fibre di carbonio e matrice plastica.

I componenti testati sono tubi a parete sottile con base quadrata, realizzati in tessuto twill weave di fibra di carbonio impregnato con resina epossidica con stratifica $[\pm 45/0/\pm 45]$. Le loro dimensioni sono 150 mm di lunghezza, 50 mm di lato interno e 2,08 mm di spessore. Questi provini sono stati sottoposti a prove quasi statiche ad una velocità costante di schiacciamento di 20 mm/min per 100 mm, i risultati sono stati campionati con una frequenza di 10 Hz ottenendo valori medi di SEA pari a 70 kJ/kg. I provini sono collassati principalmente per lamina bending (figura 56).

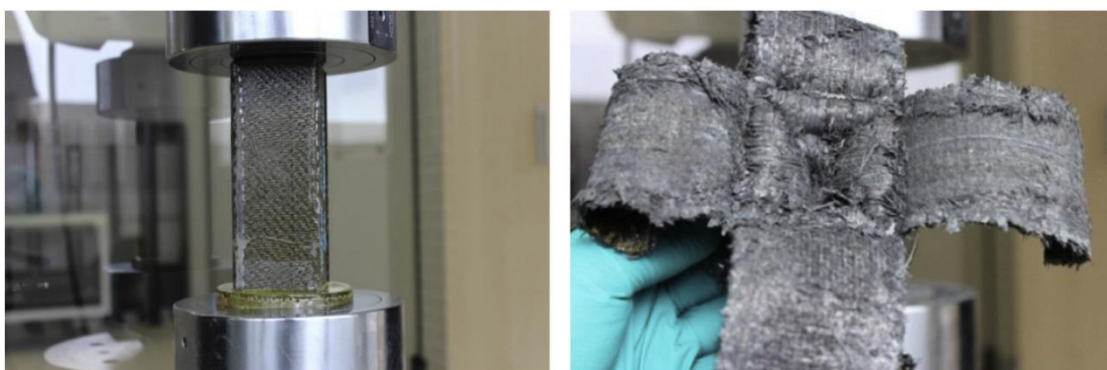


Figura 56: Componente prima e dopo il test

Sono stati quindi analizzati due differenti modelli numerici, uno presentate un approccio stacked shell ed il secondo con single shell layer.

Nel primo modello il piatto della pressa è stato modellato usando elementi shell definito come muro rigido, mentre il trigger è stato realizzato traslando la prima fila di nodi verso l'esterno e riducendo lo spessore di questi primi elementi. Il materiale segue il modello di danno fabric composite global ply con il material type 131 mentre l'interfaccia è stata

Tabella 8: Risultati dei modelli con mesh a 7 e 4 mm

Parametri simulazione	SEA [kJ/kg]	Energia totale [kJ]	Energia di contatto [kJ]	Energia di contatto [%]	Energia interna [kJ]	Energia interna [%]
7 mm, $\mu_1=0,1$	32,12	1,27	0,23	18,50	1,04	81,50
7 mm, $\mu_1=0,2$	43,02	1,43	0,34	23,43	1,09	76,57
7 mm, $\mu_1=0,3$	45,26	1,51	0,41	27,09	1,10	72,91
4 mm, $\mu_1=0,1$	35,94	1,20	0,20	16,30	1,00	83,70
4 mm, $\mu_1=0,2$	47,73	1,59	0,31	19,40	1,28	80,59
4 mm, $\mu_1=0,3$	42,25	1,41	0,41	28,85	1,00	71,15

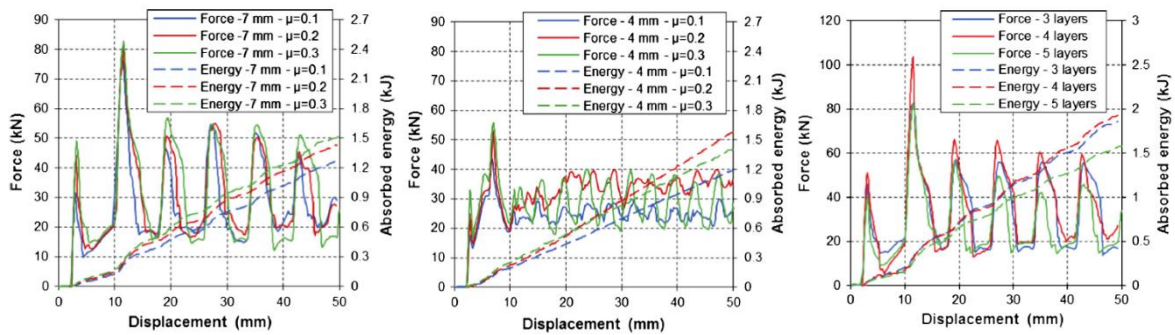


Figura 57: Influenza della dimensione degli elementi (sinistra e centro) e del numero di layer (destra) sulle curve carico ed energia-spostamento

modellata usando il material type 303. La velocità per il modello numerico è stata impostata a 0,5 m/s.

Con questo primo modello è stata analizzata l’influenza del coefficiente di attrito e la grandezza degli elementi. Il coefficiente di attrito tra i vari layer del materiale è stato mantenuto costante a 0,65 mentre per quello tra il piatto della pressa e il componente sono state effettuate tre simulazioni rispettivamente con valori di 0,1, 0,2 e 0,3. Queste simulazioni sono state condotte su modelli presentanti tre layer con una dimensione degli elementi di 4 e 7 mm. Come si può vedere in tabella 8 con valori più elevati del coefficiente di attrito si sono ottenuti quantitativi più elevati di energia assorbita, che però anche nel caso massimo rimane inferiore del 35% rispetto ai risultati sperimentali. L’unica differenza apportata dal cambio di dimensione degli elementi risiede nel meccanismo di triggering, che in quanto modellato su una singola fila di elementi ne risulta dipendente. In tutte le simulazioni è stato replicato con successo il metodo di collasso del componente.

Tabella 10: Risultati modelli con differenti energie di frattura interlaminare

Numero di layer	G_{IC} e G_{IIC} [J/m ²]	SEA [kJ/kg]	Energia totale [kJ]	Energia interlaminare [kJ]	Energia interlaminare [%]
3	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^5$	45,29	1,51	0,096	6,36
3	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^4$	44,10	1,47	0,0138	9,39
3	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^3$	39,82	1,33	0,019	1,43
3	$G_{IC} = 250; G_{IIC} = 500$	38,07	1,27	0,001	0,08
4	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^5$	48,43	1,61	0,062	3,85
4	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^4$	43,13	1,44	0,023	1,60
4	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^3$	44,55	1,49	0,023	1,54
4	$G_{IC} = 250; G_{IIC} = 500$	44,50	1,48	0,014	0,95
5	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^5$	40,28	1,34	0,061	4,55
5	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^4$	43,22	1,44	0,127	8,82
5	$G_{IC} = G_{IIC} = 1e^3$	40,65	1,36	0,035	2,57
5	$G_{IC} = 250; G_{IIC} = 500$	41,89	1,40	0,019	1,36

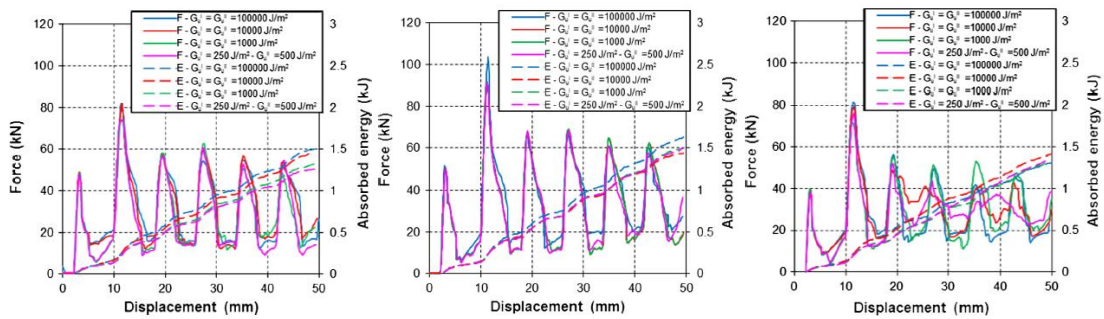


Figura 58: Influenza di differenti energia interlaminare sulle curve carico ed energia-spostamento per modelli con 3 (sinistra), 4 (centro) e 5 (destra) layer

A questo punto si è esaminata l’influenza del numero di layer sul modello. Sono stati utilizzati elementi di 7 mm e coefficiente di attrito tra pressa e componente di 0,3, mentre sono stati realizzati modelli rispettivamente con 3, 4 e 5 layer. Si è osservato come il numero di layer non vada ad influenzare il metodo di collasso. In tabella 9 si può vedere come il valore più elevato di energia sia stato ottenuto con il modello con quattro layer, mentre l’energia assorbita per fenomeni interlaminari risulta più elevata per il modello con 3 layer, questo perché aumentando il numero di layer la deformazione delle connessioni si riduce.

È stata quindi analizzata l’influenza della modellazione del materiale interlaminare analizzando diversi valori per i ratei critici di rilascio dell’energia. Nei primi tentativi G_{IC} è stato ricavato da prove sperimentali mentre per G_{IIC} è stato considerato un valore doppio rispetto G_{IC} come in [30], in seguito questi valori sono stati testati aumentando

l'ordine di grandezza di uno per ogni iterazione. In tabella è evidenziato come aumentando i valori G_{IC} e G_{IIC} si ottengano valori di SEA più elevati, ma comunque molto sottostimati rispetto al caso reale. L'unica simulazione a restituire uno stato del provino schiacciato completamente realistico è stata quella con i valori più elevati.

In sostanza quindi con questo approccio non si è riusciti ad ottenere risultati comparabili, principalmente perché il modello non è stato in grado di replicare il cuneo di materiale schiacciato sul fronte di collasso, sottostimando quindi i fenomeni di attrito all'interno del materiale.

Infine è stato realizzato un modello single shell layer che ha ottenuto i risultati migliori; ad esso sono stati associati parametri del modello precedente a meno della definizione dell'interfaccia che questo metodo non consente. In questo caso sono stati ottenuti metodi di collasso completamente differenti dal caso reale mentre invece i valori di forza di schiacciamento media e di SEA sono risultati assolutamente comparabili.

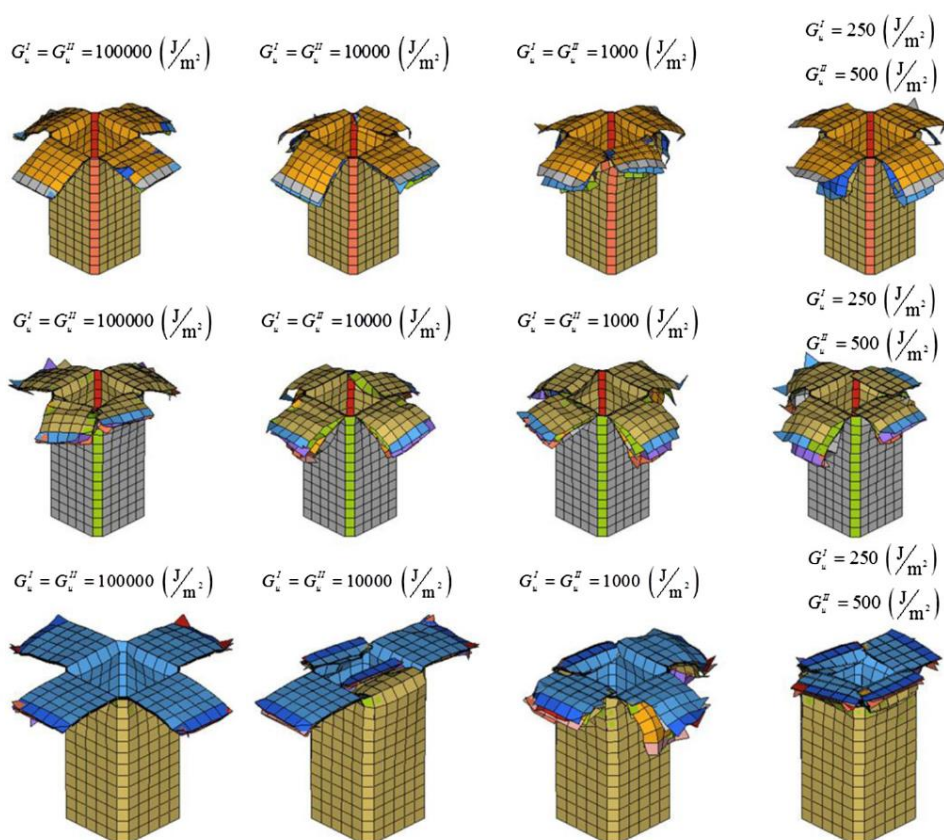


Figura 59: Comparazione a fine schiacciamento di modelli con differenti energia interlaminare presentanti 3 (sopra), 4 (centro) e 5 (sotto) layer

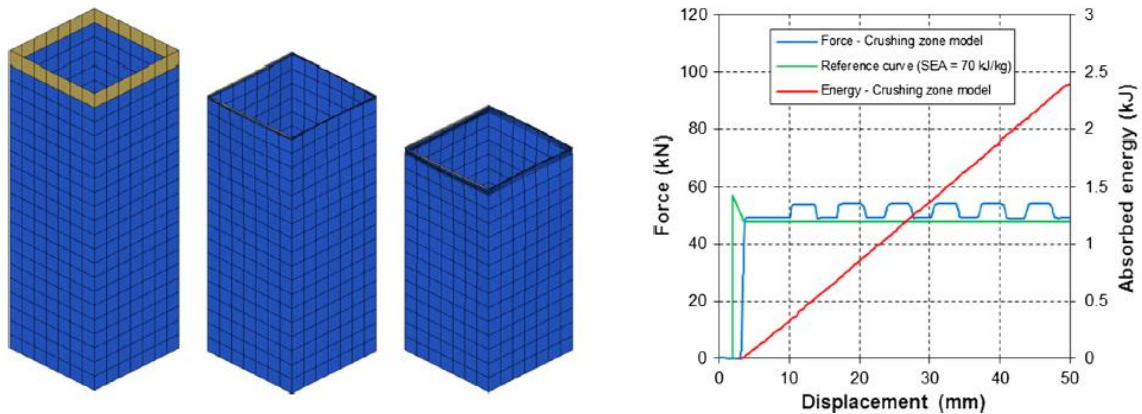


Figura 60: Metodi di collasso e curve carico energia-spostamento per il modello con single shell layer

3.14. Effect of strain rate on the failure mechanisms and energy absorption in polymer composite elements under axial loading [31,(2014)]

Materiale	Material type	Damage model	Valori per il modello
Tessuto carbonio - epoxy	-	Fabric Composite Global Ply	Sì

Anche in questo articolo redatto dal DLR di Stoccarda vengono analizzati diversi metodi per la simulazione di schiacciamento di componenti in materiale composito.

Il componente analizzato è realizzato con un tessuto di fibre di carbonio (Hexply M18/1/43%/G939/1230) e resina epossidica con stratifica $[0/90]_9$, la sua geometria si può osservare in figura 61. Il trigger è realizzato con una fresatura a 45° . Il provino è stato testato con prove quasi statiche e di impatto, nel primo caso risultando in una struttura schiacciata con lamina bundle più lunghe e definite.

Il modello di danno utilizzato è il global ply model i cui parametri sono stati ricavati da prove di caratterizzazione statiche. Il modello è stato inoltre calibrato per rappresentare il cambiamento del suo comportamento tra prove quasi statiche e dinamiche. Visto che non è stato possibile eseguire prove di caratterizzazione dinamiche sul materiale utilizzato i risultati sono stati estrapolati da [32] dove è stato analizzato sempre un tessuto di fibre di carbonio (T300/924C) e resina epossidica con prove a trazione,

Tabella 11: Proprietà quasi statiche e dinamiche del componente

Tensioni [GPa]	Deformazioni a rottura	Moduli elastici [GPa]	Coefficienti di Poisson	Energia di rottura [J/mm ²]
Quasi statiche				
$\sigma_{1t} = 0,67$	$\varepsilon_{1t} = 0,011$	$E_{1t} = 58,7$	$\nu_{12t} = 0,039$	$G_{IC} = 5,70 \times 10^{-4}$
$\sigma_{1c} = 0,76$	$\varepsilon_{1c} = 0,014$	$E_{1c} = 55,6$	$\nu_{12c} = 0,050$	$G_{IIC} = 2,47 \times 10^{-3}$
$\sigma_{12} = 0,11$	$\varepsilon_{12} = 0,064$	$G_{12} = 4,7$		
$\sigma_{prop} = 0,003$		$E_0 = 9,1$		
$\tau_{prop} = 0,030$		$G_0 = 4,9$		
Dinamiche				
$\sigma_{1t} = 0,68$	$\varepsilon_{1t} = 0,011$	$E_{1t} = 63,0$	$\nu_{12t} = 0,041$	$G_{IC} = 5,70 \times 10^{-4}$
$\sigma_{1c} = 0,82$	$\varepsilon_{1c} = 0,020$	$E_{1c} = 54,4$	$\nu_{12c} = 0,046$	$G_{IIC} = 2,47 \times 10^{-3}$
$\sigma_{12} = 0,14$	$\varepsilon_{12} = 0,046$	$G_{12} = 5,9$		
$\sigma_{prop} = 0,003$		$E_0 = 9,1$		
$\tau_{prop} = 0,030$		$G_0 = 4,9$		

compressione e taglio con un rateo di deformazione nominale di $74,4 \text{ s}^{-1}$ che corrisponde al valore ottenuto anche dal DLR con prove dinamiche a 10 m/s. I risultati ottenuti si possono vedere in tabella 11.

A questo punto è stato analizzato il comportamento del provino sottoposto a prova di impatto. Il modello è rappresentato usando elementi shell multi-layered (4 layer) a cui sono state applicate le proprietà ricavate precedentemente. È stata scelta una mesh con elementi di 1 mm. Il trigger è stato realizzato riducendo a 2 il numero di layer e le prime due file di elementi sono state traslate verso l'esterno (figura 62). È stata introdotta anche una fila di elementi separati per realizzare il cuneo di materiale responsabile degli

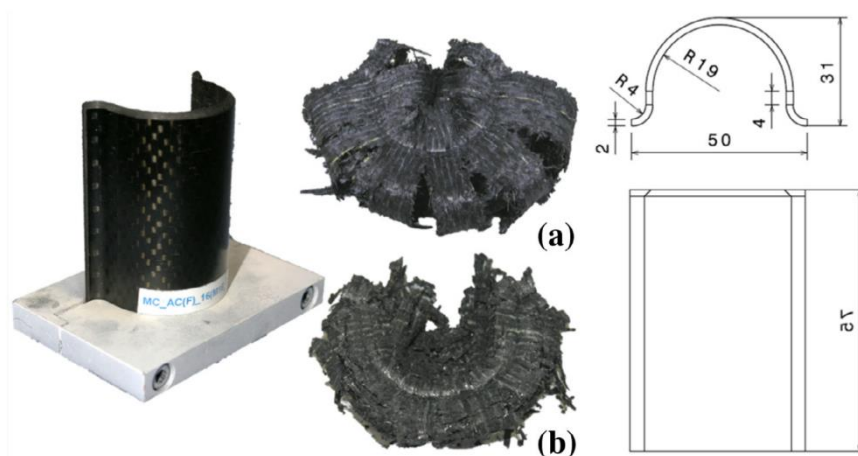


Figura 61: Geometria componente e stato dopo prova quasi statica (a) e dinamica (b)

effetti di delaminazione interni osservati nelle prove reali. Come metodo di eliminazione

degli elementi è stato utilizzato il Maximum Strain Criterion le cui deformazioni massime nella prova dinamica sono state ridotte della metà rispetto a quelle nella prova quasi statica per rappresentarne il comportamento più fragile. Sono stati introdotti anche algoritmi di contatto che hanno permesso di stabilire un coefficiente di attrito di 0,3 tra elementi-impattatore e tra cuneo-ply, mentre di 0,6 tra ply delaminati che scorrono tra di loro. L'impattatore è stato modellato come un singolo corpo rigido a cui è stata applicata la velocità di 10 m/s. Al bordo inferiore del modello sono stati sottratti tutti i gradi di libertà per simularne il clampaggio. Con la simulazione quindi si sono riusciti ad ottenere risultati comparabili sui metodi di collasso (figura 63), mentre il modello sovrastima la peak force del 6,2% e la crush efficiency del 8,9%. Al contrario sottostima la forza media del 2,5% e l'energia assorbita del 3,4% (tabella 12).

Infine è stata analizzata la risposta a test dinamici e quasi statici su provini con stratifica $\pm 45^\circ$ realizzati con tessuto differente (ACG MTM44-1FR/468). Come si può vedere in figura 64 i provini con tale stratifica si sono comportati molto diversamente tra le due prove sperimentali. Non è stato possibile effettuare una campagna di testing quindi come parametri per il materiale sono stati usati quelli esposti in precedenza. Con queste simulazioni si sono ottenuti risultati buoni in termini di metodi di collasso mentre le curve carico-spostamento delle simulazioni, sebbene presentino le stesse caratteristiche

Tabella 12: Confronto risultati tra prova sperimentale e simulazione

	Sperimentale	Simulazione
Peak Force [kN]	35,69	37,90
F_{avg} [kN]	17,85	17,41
CE	2,00	2,18
EA [kJ]	0,70	0,68

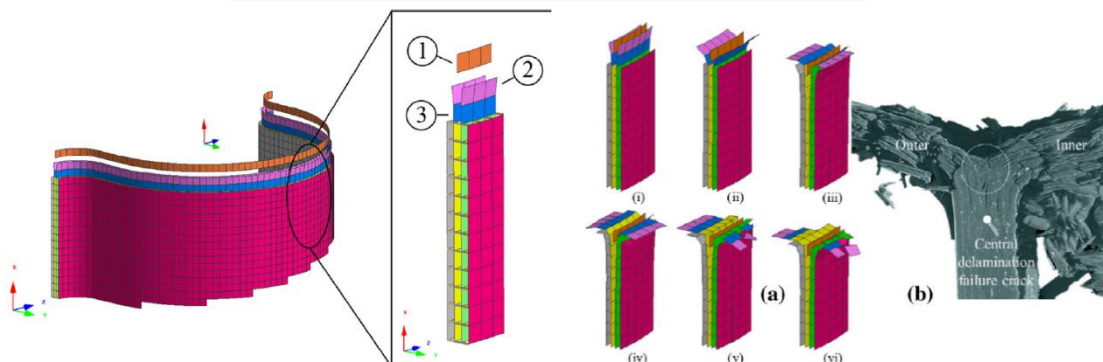


Figura 62: Modellazione del trigger e suo comportamento

fondamentali, riportano valori diversi dalle prove reali. Questo è probabilmente da attribuire alla proprietà probabilmente differenti del materiale utilizzato.

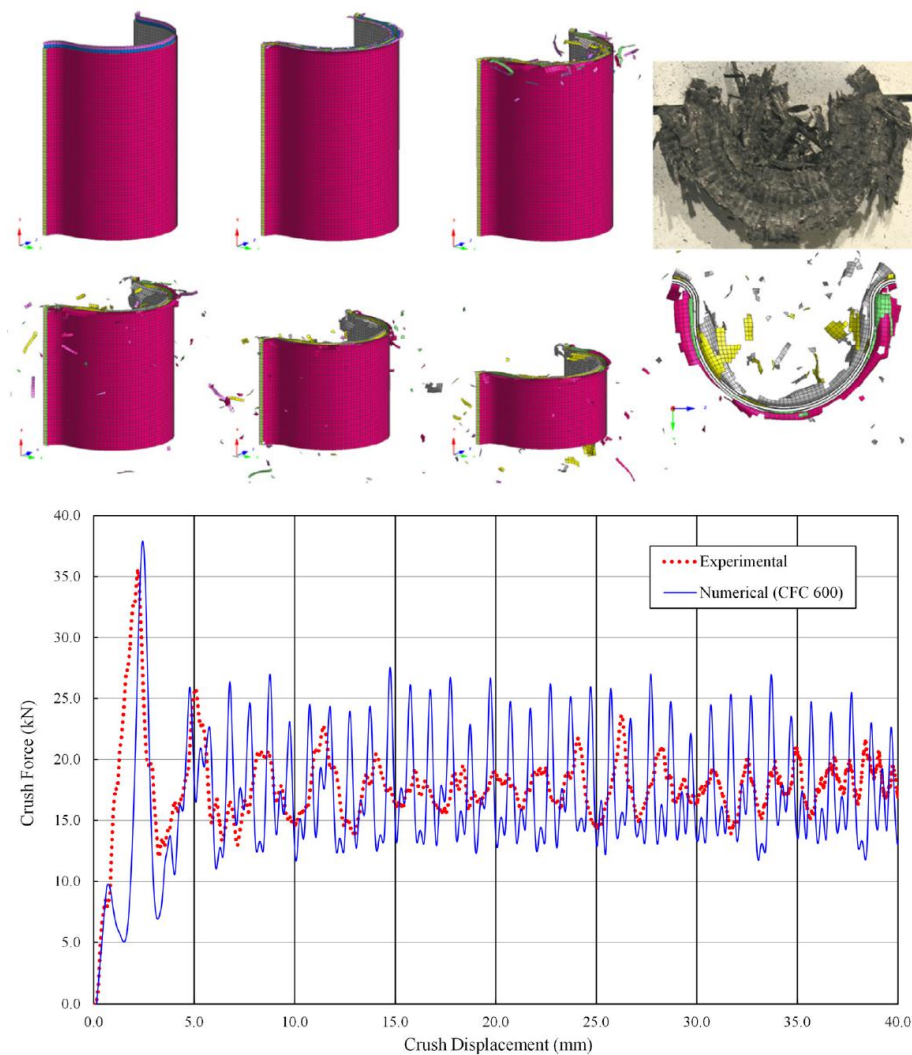


Figura 63: Collasso del modello numerico e confronto curve carico-spostamento componente [0/90]

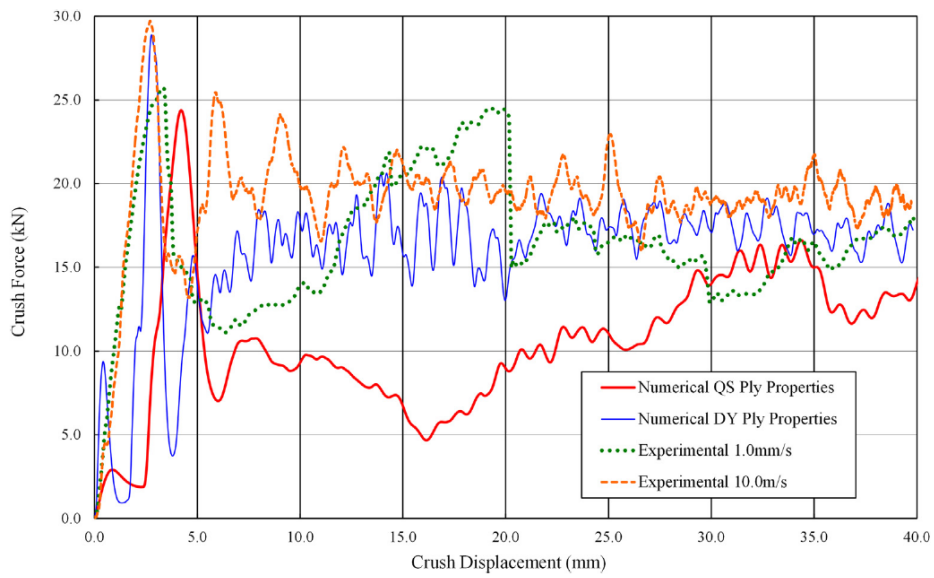
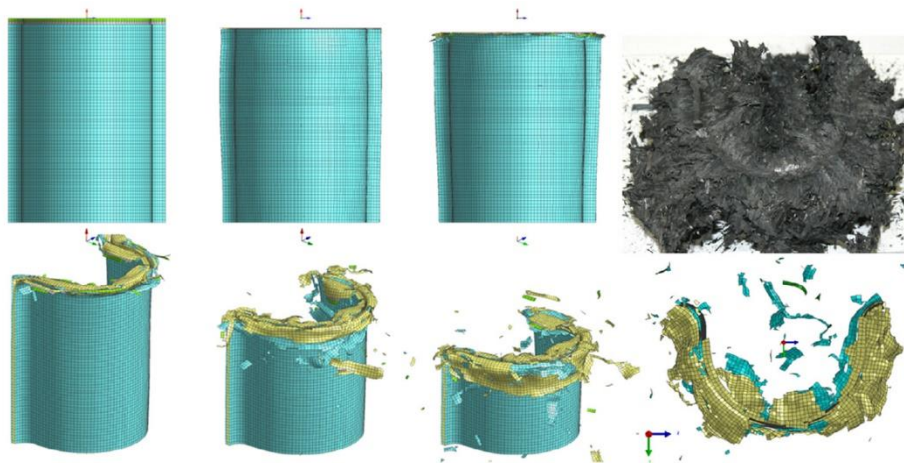


Figura 64: Collasso del modello numerico e confronto curve carico-spostamento componente [±45]

3. MODELLI DI DANNO

3.1. Unidirectional Composite Bi-Phase Ply Model

Questo modello designato all'interno di PAM-CRASH come $ITYP = 0$ permette di descrivere materiali a rinforzo unidirezionale in maniera eterogenea, in quanto è possibile modellare separatamente le fasi di fibra e matrice [33]. Con esso è possibile utilizzare sia elementi solidi che shell.

Nella sua formulazione classica il modello del materiale risulta eterogeneo in quanto la resistenza e la rigidezza dei suoi elementi risultano la combinazione di una fase di un materiale ortotropo (la matrice) e una fase di un materiale monodimensionale (le fibre) ognuno con le proprie leggi reologiche (figura 65). All'accrescimento del carico le tensioni sono calcolate separatamente per ogni fase ed il danno può propagarsi indipendentemente tra esse. Laminati possedenti rinforzi costituiti da UD disposti su più direzioni possono essere modellati con elementi solidi oppure con multilayered shell.

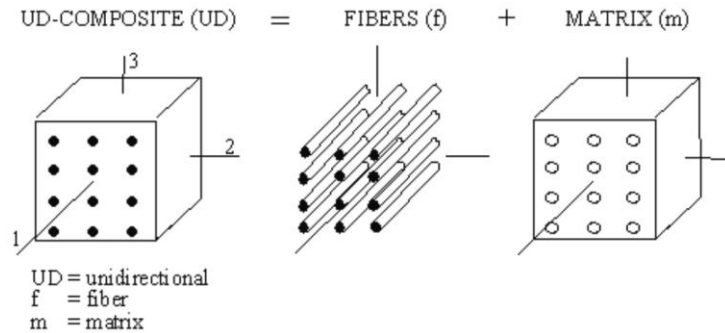


Figura 65: Modello reologico del composito bifase

All'interno del codice data la legge $\sigma = \mathbf{C}\epsilon$ le matrici di rigidezza del ply delle fibre e della matrice possono essere espresse con la relazione:

$$\mathbf{C}^{UD} = \mathbf{C}^f + \mathbf{C}^m \quad (34)$$

dove:

$$\mathbf{C}^{UD} = \begin{pmatrix} E_1^{UD}/N^{UD} & \nu_{12}^{UD} E_2^{UD}/N^{UD} & 0 \\ \nu_{21}^{UD} E_1^{UD}/N^{UD} & E_2^{UD}/N^{UD} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12}^{UD} \end{pmatrix} \quad (35)$$

$$\mathbf{C}^f = \begin{pmatrix} E_1^f & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (36)$$

$$\mathbf{C}^m = \begin{pmatrix} E_1^m/N^m & \nu_{12}^m E_2^m/N^m & 0 \\ \nu_{21}^m E_1^m/N^m & E_2^m/N^m & 0 \\ 0 & 0 & G_{12}^m \end{pmatrix} \quad (37)$$

$$N^{UD} = 1 - \nu_{12}^{UD} \nu_{21}^{UD}; \quad N^m = 1 - \nu_{12}^m \nu_{21}^m \quad (38)$$

Come dati noti si hanno il modulo elastico effettivo delle fibre E_{true}^f tratto da i datasheet del materiale, la frazione in volume delle fibre α_f nota in fase di progettazione del materiale e i parametri del laminato E_1^{UD} , E_2^{UD} , G_{12}^{UD} , ν_{12}^{UD} ottenuti da prove di caratterizzazione a trazione o compressione, con ν_{21}^{UD} ricavabile da $\nu_{21}^{UD} = \nu_{12}^{UD} E_2^{UD} / E_1^{UD}$. Le grandezze delle matrici relative alla fase fibrosa sono ricavabili relazionando E_{true}^f alla frazione in volume delle fibre α_f , mentre quelle relative alla resina possono essere ricavate in quanto la sua matrice di rigidezza sarà la differenza tra due matrici note come si può notare da (34)

Entrambe le fasi possono danneggiarsi dopo una fase iniziale elastica. La matrice elastica della fase generica può essere espressa come:

$$\mathbf{C}(d) = \mathbf{C}_0(1 - d) \quad (39)$$

dove d è la funzione di danno e \mathbf{C}_0 la matrice elastica canonica del materiale non danneggiato:

La funzione di danno d è un parametro scalare compreso tra 0 e 1 dipendente dalle deformazioni:

$$d(\varepsilon) = d_v(\varepsilon_v) + d_s(\varepsilon_s) \quad (40)$$

con d_v rappresentante il danno volumetrico dipendente dalla deformazione volumetrica equivalente:

$$\varepsilon_v = \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} \quad (41)$$

e d_s il danno a taglio dipendente dalla deformazione a taglio equivalente:

$$\varepsilon_s = \sqrt{\frac{1}{3}[(\varepsilon_{11}^2 + \varepsilon_{22}^2 + \varepsilon_{33}^2 - \varepsilon_{11}\varepsilon_{22} - \varepsilon_{22}\varepsilon_{33} - \varepsilon_{11}\varepsilon_{33}) + 3\varepsilon_{12}^2 + 3\varepsilon_{23}^2 + 3\varepsilon_{13}^2]} \quad (42)$$

con ε_{ij} ($i, j=1, 2, 3$) componenti del tensore delle deformazioni. Le equazioni (47) e (48) nel caso il carico sia uniassiale diventano:

$$\varepsilon_v^m = (1 - \nu_{12} - \nu_{13})\varepsilon_{11} \quad \varepsilon_v^f = \varepsilon_{11} \quad (43)$$

$$\varepsilon_s^m = \frac{\varepsilon_{11}}{\sqrt{3}}(1 + \nu_{12} + \nu_{13} - \nu_{12}\nu_{13} + \nu_{12}^2 + \nu_{13}^2)^{\frac{1}{2}} \quad \varepsilon_s^f = 0 \quad (44)$$

Il parametro di danno viene quindi calcolato in relazione alla deformazione volumetrica e a taglio. Per ognuna di esse vengono determinati tre valori caratteristici: ε_i rappresentante la deformazione corrispondente con l'inizio del danno, ε_l la deformazione limite prima del crollo della resistenza del materiale e ε_u ovvero la deformazione ultima del componente. I valori di deformazione e danno si possono calcolare e tra le varie deformazioni saranno:

per $\varepsilon_i < \varepsilon < \varepsilon_l$:

$$\sigma(\varepsilon) = E_0\varepsilon \left[1 - \frac{d_l}{\varepsilon_l - \varepsilon_i} (\varepsilon - \varepsilon_i) \right] \quad d(\varepsilon) = \frac{\varepsilon - \varepsilon_i}{\varepsilon_l - \varepsilon_i} d_l \quad (45)$$

per $\varepsilon_l < \varepsilon < \varepsilon_u$:

$$\sigma(\varepsilon) = E_0\varepsilon \left[1 - d_l - \frac{d_u - d_l}{\varepsilon_u - \varepsilon_l} (\varepsilon - \varepsilon_l) \right] \quad d(\varepsilon) = \frac{\varepsilon - \varepsilon_l}{\varepsilon_u - \varepsilon_l} (d_u - d_l) + d_l \quad (46)$$

per $\varepsilon \geq \varepsilon_u$:

$$\sigma(\varepsilon) = E_0\varepsilon_u(1 - d_u) = cost \quad d(\varepsilon) = 1 - (1 - d_u)\varepsilon_u/\varepsilon \quad (47)$$

Il danneggiamento del modulo elastico vale:

$$E(\varepsilon) = (1 - d(\varepsilon))E_0 \quad (48)$$

In questo modello viene supposto quindi un andamento del parametro di danno che rimane pari a zero fino a che non viene raggiunto il valore di deformazione ε_i . Dopo di che avrà un andamento lineare per l'intervallo fino a ε_u , cambiando pendenza in corrispondenza di ε_l . Una volta superato l'ultimo valore caratteristico di deformazione il danno crescerà asintoticamente fino a 1 (figura 66).

I due parametri di danno associati alla fase di rinforzo e alla fase della matrice, nonostante abbiano la medesima formula generale, rimangono quindi separati tra di loro. Infatti il danno delle fibre sarà calcolato tenendo conto unicamente della deformazione volumetrica in quanto la (44) sarà pari a zero.

In figura 67 è rappresentato il procedimento schematico per determinare le grandezze caratteristiche da curve tensione-deformazione ottenute con prove a trazione o compressione. In primo luogo si identificano i punti caratteristici sulla curva, attraverso i valori di tensione e deformazione individuati si determinano i moduli elastici E_l, E_u dai quali è possibile ricavare i parametri di danno con le equazioni:

$$d_l = 1 - \frac{E_l}{E_0} \quad d_u = 1 - \frac{E_u}{E_0} \quad (49)$$

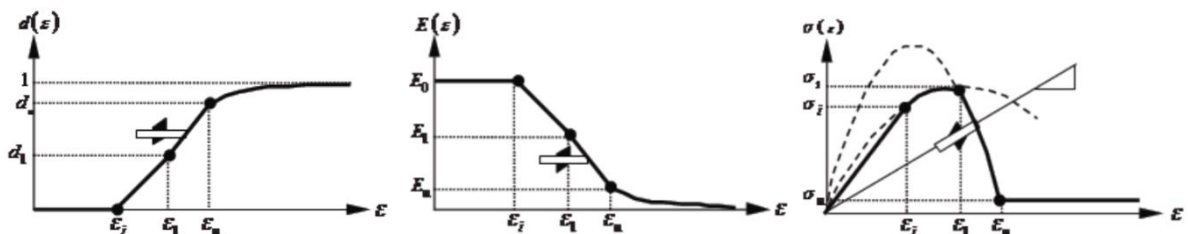


Figura 66: Andamento di danno, modulo elastico e tensione in funzione della deformazione

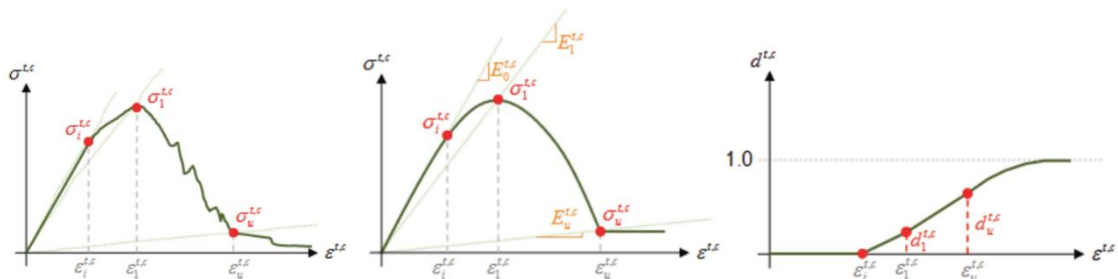


Figura 67: Determinazione delle grandezze caratteristiche da curve tensione-deformazione

3.2.1. Degenerate Bi-phase Ply Model

Come accennato in precedenza è possibile utilizzare questo modello anche per modellare tessuti. In questo caso però non ci sarà più una definizione eterogenea del materiale, in quanto la fase delle fibre viene ignorata ponendo $\alpha_f = 0$. Tutte le proprietà vengono condensate nel comportamento ortotropo quasi omogeneo della matrice. La definizione dei vari parametri del modello rimane identica.

3.2.2. Considerazioni

Questo è stato il primo modello di danno relativo ai materiali compositi implementato in PAM-CRASH e la sua più grande limitazione risiede nel fatto di essere stato pensato per essere utilizzato unicamente per componenti con rinforzo unidirezionale. Analizzando gli articoli riportati nel capitolo precedente è facile vedere come in quelli antecedenti al 2009 risulti il solo modello utilizzato in quanto l'unico a disposizione, però in nessuno di questi è possibile osservarlo nella sua formulazione tipica in quanto nessuno dei componenti oggetto degli studi è stato realizzato solamente con rinforzo UD. Come riportato in [16, 17] l'utilizzo del modello nella sua forma degenera porta a risultati accettabili, ma il modello risulta più macroscopico e non è possibile rappresentare separatamente i danni affrontati da fibra e matrice. Inoltre così facendo il danno volumetrico relativo alle fibre non viene considerato e quindi va scelta una combinazione di danno volumetrico e a taglio relativi alla matrice in modo da tenere conto di ciò. Con diverse combinazioni si riescono a replicare ottimi risultati per rinforzi orientati a 0° , mentre non è possibile replicare fedelmente il danno riportato da compositi con rinforzo a 45° . Ad esempio considerando solamente il danno volumetrico gli elementi possono subire delle deformazioni a taglio ε_s infinite, sovrastimando quindi la resistenza reale del materiale. In alternativa usando unicamente i parametri di danno relativi al taglio, gli elementi risultano avere una resistenza ai carichi isostatici infinita con rottura dettata unicamente dalle deformazioni deviatoriche, sottostimando quindi la resistenza del componente. Anche considerando entrambi i parametri di danno in maniera congiunta non si ottengono risultati soddisfacenti, in quanto il danno totale raggiunge rapidamente il suo valore massimo rendendo impossibile la definizione di

tensione residua σ_{ii} . Ciò può coincidere in problemi di instabilità numerica [13] oppure di forte sottostima della forza di schiacciamento [17]. Inoltre con i risultati riportati in [20] risulta evidente come il modello non sia in grado di replicare il comportamento di componenti con rinforzo sparso, complice anche una campagna di calibrazione del modello non efficace.

In alternativa come è stato visto in [22] è possibile replicare un tessuto con la definizione di due tessuti unidirezionali posti in direzione di trama e ordito. Questo metodo oltre non essere riconosciuto ufficialmente dal manuale di PAM-CRASH, ha portato risultati pessimi con i parametri di danno ricavati in maniera classica. Il successo dello studio infatti è da imputare principalmente all'algoritmo di ottimizzazione che è stato definito esternamente a PAM-CRASH.

3.2. Unidirectional Composite Global Ply Model

Il modello Unidirectional Composite Global Ply è basato sullo studio di Ladavèze e Le Dantec [7] ed è identificato nel codice con la sigla $ITYP = 1$. Anche questo modello è stato pensato per modellare componenti con rinforzo unicamente unidirezionale, però le fasi del materiale non vengono descritte separatamente ma il ply viene modellato usando meccaniche omogenee continue. Il comportamento del materiale può essere definito con una legge elastica o elasto-plastica e i parametri di danno utilizzati considerano il danno delle fibre, il danno della matrice dovuto a micro cricche lungo la direzione parallela alle fibre e il danno relativo al debonding tra fibre e matrice. Con questo modello è

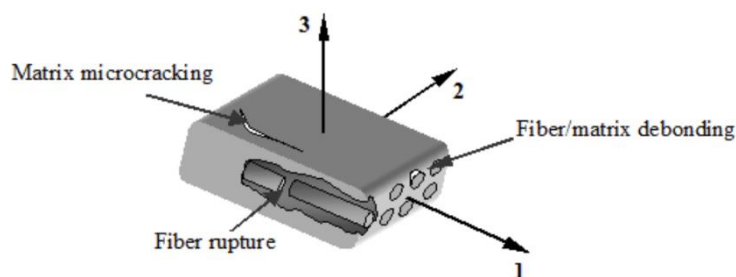


Figura 68: Danni del Global Composite Ply

possibile utilizzare solo elementi shell.

Considerando le direzioni principali come quelle esposte in figura 68 la relazione costitutiva del modello può essere scritta come:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{11}^e \\ \varepsilon_{22}^e \\ 2\varepsilon_{12}^e \\ 2\varepsilon_{23}^e \\ 2\varepsilon_{13}^e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \end{pmatrix} \quad (50)$$

dove lungo la direzione delle fibre è possibile identificare il modulo elastico E_1 se ci si trova in caso di trazione come:

$$E_1^t = E_1^{0t}(1 - d^{ft}) \quad \text{se } \varepsilon_{11} \geq \varepsilon_i^{ft} \quad \text{altrimenti } E_1^t = E_1^{0t} \quad (51)$$

con E_1^t rappresentante il modulo elastico a trazione lungo la direzione delle fibre, E_1^{0t} il suo valore iniziale e d^{ft} il danno a tensione lungo la direzione delle fibre.

A compressione invece E_1 assume la forma:

$$\begin{aligned} E_1^c &= E_1^Y(1 - d^{fc}) \quad \text{se } |\varepsilon_{11}| \geq \varepsilon_i^{fc} \\ \text{altrimenti } E_1^c &= E_1^Y \quad \text{con } E_1^Y = E_1^{0c}/(1 + \gamma E_1^{0c} |\varepsilon_{11}|) \end{aligned} \quad (52)$$

dove E_1^c è il modulo elastico a compressione lungo la direzione delle fibre, E_1^{0c} il suo valore iniziale, E_1^Y il modulo elastico a compressione non lineare con il fattore γ e d^{fc} il danno a tensione lungo la direzione delle fibre.

Lungo la direzione trasversale E_2 sarà:

$$E_2 = E_2^0(1 - d') \quad \text{se } \varepsilon_{22} \geq 0 \quad \text{altrimenti } E_2 = E_2^0 \quad (53)$$

dove E_2^0 è il valore iniziale del modulo elastico in direzione trasversale e d' il danno trasversale della matrice.

Per il taglio invece:

$$G_{12} = G_{12}^0(1 - d'') \quad (54)$$

dove G_{12}^0 è il valore iniziale del modulo elastico tangenziale e d'' il parametro di danno relativo al debonding tra fibre e matrice.

Analizzando il danno relativo alle fibre sottoposte a trazione d^{ft} esso risulta dipendente dalla deformazione delle fibre in maniera simile al modello precedente. In questo caso

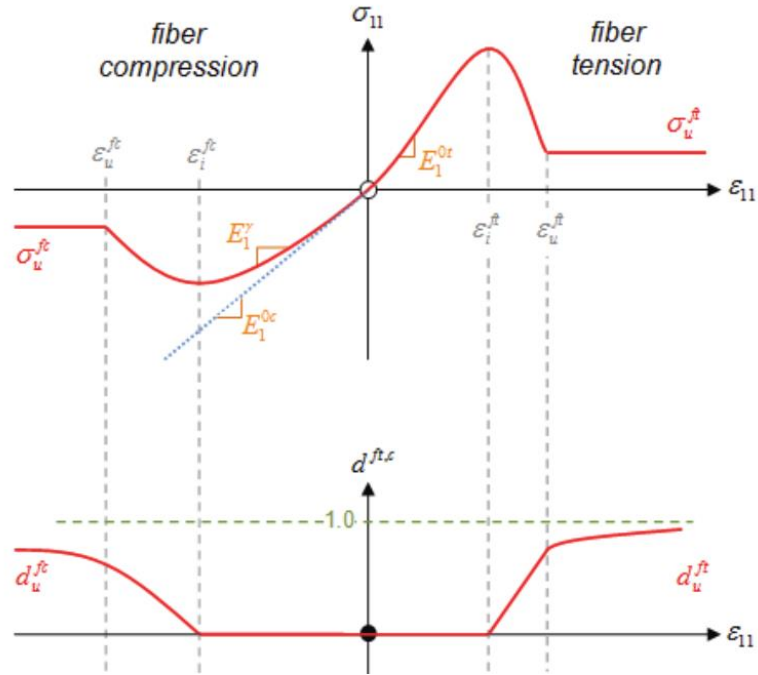


Figura 69: Andamento del danno delle fibre in trazione e compressione

però non vi sarà nessun cambio di pendenza nel tratto lineare (figura 69). Infatti le deformazioni caratteristiche sono solo due: ε_i^{ft} corrispondente allo stato di tensione massimo e ε_u^{ft} che rappresenta il valore limite finale di deformazione associata al danno. I valori di modulo elastico e del parametro di danno possono essere così calcolati nelle tre fasi con:

$$\text{per } \varepsilon_{11} < \varepsilon_i^{ft} \quad E_1 = E_1^{0t} \quad (55)$$

$$\text{per } \varepsilon_i^{ft} \leq \varepsilon_{11} < \varepsilon_u^{ft} \quad E_1 = E_1^{0t} (1 - d^{ft}) \quad d^{ft} = d_u^{ft} \frac{\varepsilon_{11} - \varepsilon_i^{ft}}{\varepsilon_u^{ft} - \varepsilon_i^{ft}} \quad (56)$$

$$\text{per } \varepsilon_u^{ft} \leq \varepsilon_{11} < \infty \quad E_1 = E_1^{0t} (1 - d^{ft}) \quad d^{ft} = 1 - (1 - d_u^{ft}) \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_u^{ft}} \quad (57)$$

In tal modo è possibile definire anche questi parametri in funzione della compressione dove:

$$\text{per } |\varepsilon_{11}| < \varepsilon_i^{fc} \quad E_1 = E_1^y \quad (58)$$

$$\text{per } \varepsilon_i^{fc} \leq |\varepsilon_{11}| < \varepsilon_u^{fc} \quad E_1 = E_1^y (1 - d^{fc}) \quad d^{fc} = d_u^{fc} \frac{|\varepsilon_{11}| - \varepsilon_i^{fc}}{\varepsilon_u^{fc} - \varepsilon_i^{fc}} \quad (59)$$

$$\text{per } \varepsilon_u^{fc} \leq |\varepsilon_{11}| < \infty \quad E_1 = E_1^y (1 - d^{fc}) \quad d^{fc} = 1 - (1 - d_u^{fc}) \frac{|\varepsilon_{11}|}{\varepsilon_u^{fc}} \quad (60)$$

I parametri relativi alla matrice d' e d'' vengono definiti associandovi i parametri riferiti all'energia di deformazione elastica:

$$Y' = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{2E_2^0(1-d')^2} \quad Y'' = \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{2G_{12}^0(1-d'')^2} \quad (61)$$

dove $\langle x \rangle_+ = x$ se $x > 0$ altrimenti $x = 0$.

Le funzioni di evoluzione del danno sono basate sul massimo valore raggiunto dalle forze di danno, quindi si introducono le quantità:

$$\underline{Y}'(t) = \max\{\sqrt{Y'(\tau)}\} \quad \underline{Y}''(t) = \max\{\sqrt{Y''(\tau) + bY'(\tau)}\} \quad \tau \leq t \quad (62)$$

Quindi:

$$d' = \frac{\langle \underline{Y}'' - Y_0' \rangle_+}{Y_C'} \quad \text{se } d' < d_{max}, \underline{Y}' < Y_S' \text{ e } \underline{Y}'' < Y_R \text{ altrimenti } d' = d_{max} \quad (63)$$

$$d'' = \frac{\langle \underline{Y}'' - Y_0'' \rangle_+}{Y_C''} \quad \text{se } d'' < d_{max}, \underline{Y}' < Y_S' \text{ e } \underline{Y}'' < Y_R \text{ altrimenti } d'' = d_{max} \quad (74)$$

con Y_0' e Y_C' rispettivamente valore iniziale e critico di danno trasversale, Y_0'' e Y_C'' rispettivamente valore iniziale e critico di danno a taglio, Y_S' limite di danno per il comportamento fragile dell'interfaccia fibra-matrice, Y_R limite elementare di frattura per danno a taglio e d_{max} massimo valore consentito di d' e d'' ($d_{max} < 1$).

In questo modello quindi vengono definiti tre parametri di danno che però contrariamente al caso precedente non sono più associate alle fasi del materiale, ma modificano direttamente la matrice di rigidità che determina la risposta del laminato. Tutti e tre i parametri possiederanno sempre un andamento lineare dove quello riferito alle fibre sarà sempre dipendente a delle deformazioni caratteristiche, mentre i due

parametri relativi alla matrice risultano associati alle energie che vengono rilasciate dal componente.

Questo modello consente anche di analizzare anche materiale con comportamento elasto-plastico, per fare ciò viene introdotta la funzione:

$$f(\boldsymbol{\sigma}, R) = \sqrt{\left[\frac{\sigma_{12}}{(1-d'')} \right]^2 + a^2 \left[\frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+}{(1-d')} + \langle \sigma_{22} \rangle_- \right]^2} - R(\varepsilon^p) \quad (75)$$

dove la funzione di indurimento R dipende solo dalla deformazione plastica effettiva ε^p :

$$R(\varepsilon^p) = R_0 + \beta(\varepsilon^p)^m \quad (76)$$

con R_0 tensione di snervamento iniziale e β , m parametri di indurimento.

Per ottenere tutti i parametri necessari alla descrizione del modello bisogna eseguire una campagna di testing specifica. In particolare si trovano:

- con prove a trazione su provini con stratifica [0]₈: il valore iniziale del modulo elastico a trazione lungo la direzione delle fibre E_1^{0t} , il coefficiente di Poisson ν_{12} e i valori critici di deformazione e danno ε_i^{ft} , ε_u^{ft} , d_u^{ft} ;
- con prove a compressione su provini [0]₈: il valore iniziale del modulo elastico a compressione lungo la direzione delle fibre E_1^{0c} , il fattore correttivo γ , i valori critici di deformazione e danno ε_i^{fc} , ε_u^{fc} , d_u^{fc} ;
- con prove a trazione ciclica su provini [± 45]_{2S}: il valore iniziale del modulo elastico tangenziale G_{12}^0 , il valore iniziale e critico di danno a taglio Y_0'' , Y_C'' , il limite elementare di frattura per danno a taglio Y_R , la deformazione plastica ε^p e i parametri β , m ;
- con prove a trazione ciclica su provini [+45]₈: il valore iniziale del modulo elastico in direzione trasversale E_2^0 e il fattore di accoppiamento tra tensioni plastiche a taglio e trasversali a^2 ;

- con prove a trazione su provini $[\pm 67,5]_{2S}$: il valore iniziale e critico di danno trasversale Y'_0, Y'_C , il limite di danno per il comportamento fragile dell'interfaccia fibra-matrice Y'_S e il fattore di accoppiamento tra il danno trasversale e a taglio b .

3.2.2. Considerazioni

Con questo modello si riesce ad ottenere una descrizione molto più accurata del materiale rispetto al Bi-Phase Ply Model. In particolare i parametri di danno vengono descritti in maniera più approfondita rispetto la formulazione generale del caso precedente. Inoltre vediamo come sia possibile definire anche materiali con comportamento elasto-plastico.

In questo caso non è possibile utilizzare elementi solidi per la mesh, ma dagli articoli analizzati emerge come una mesh con elementi multilayerd shell sia la soluzione più utilizzata.

Da notare come per ottenere una precisione migliore sia necessario attuare una campagna di testing precisa con prove non previste per il modello Bi-Phase.

Tra gli articoli studiati solo il [25] utilizza questo modello ottenendo buoni risultati.

3.3. Fabric Composite Global Ply Model

Questo modello di danno è basato sullo studio di Johnson, Pickett e Rozycki [6] ed è implementato in PAM-CRASH con il codice $ITYP = 7$. Come il Global Ply Model 1 le fasi del materiale non vengono descritte separatamente bensì unitamente in maniera continua, con questo modello è inoltre possibile definire rinforzi sotto forma di tessuto. Il materiale in questo caso è descritto come omogeneo ortotropo con comportamento elastico o elasto-plastico con proprietà che si degradano con l'applicazione del carico a causa di micro cricche prima di arrivare al cedimento definitivo. Anche in questo modello è possibile utilizzare solamente elementi shell.

I parametri di danno sono inseriti come variabili di stato interne alla matrice elastica. La legge costitutiva del modello avrà quindi la forma:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{11}^e \\ \varepsilon_{22}^e \\ \varepsilon_{12}^e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/E_1(1-d_1) & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2(1-d_2) & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12}(1-d_{12}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} \quad (77)$$

Dove E_1 ed E_2 rappresentano i moduli elastici nelle due direzioni principali, G_{12} il modulo di elasticità trasversale e ν_{12} il coefficiente di Poisson. I tre parametri di danno d_1 , d_2 , e d_{12} possono assumere valori $0 \leq d_i < 1$. Nel caso di tessuti d_1 e d_2 sono associati nella direzione di trama e ordito, mentre d_{12} al danneggiamento a taglio.

Per definire i parametri di danno vengono quindi introdotte le forze coniugate Y_1 , Y_2 e Y_{12} rappresentanti i ratei di rilascio di energia relativa al danneggiamento, che definiscono il meccanismo conducente il danneggiamento del materiale. In relazione alla matrice elastica assumono la forma:

$$\begin{aligned} Y_1 &= \sigma_{11}^2 / (2E_1(1 - d_1)^2) & Y_2 &= \sigma_{22}^2 / (2E_2(1 - d_2)^2) \\ Y_{12} &= \sigma_{12}^2 / (2G_{12}(1 - d_{12})^2) \end{aligned} \quad (78)$$

I parametri di danno sono definiti in termini delle funzioni di evoluzione del danno f_1 , f_2 , f_{12} che hanno forma generale:

$$d_1 = f_1(Y_1, Y_2, Y_{12}) \quad d_2 = f_2(Y_1, Y_2, Y_{12}) \quad d_{12} = f_{12}(Y_1, Y_2, Y_{12}) \quad (79)$$

Queste funzioni devono possedere una forma specifica in grado di replicare i dati sperimentali del materiale.

Per la descrizione del danno elastico si pongono le ipotesi:

- i. Le modalità di danneggiamento delle fibre (determinato da Y_1 , Y_2) e a taglio (determinato da Y_{12}) sono disaccoppiate.
- ii. L'evoluzione del danno alle fibre può essere differente tra tensione e compressione.
- iii. Per tessuti bilanciati ($E_1=E_2$) l'evoluzione del danno lungo le due direzioni può essere diverso ma si suppone che f_1 abbia la stessa forma di f_2 .
- iv. I materiali sono non-healing quindi il danno rimane costante anche se il pezzo viene scaricato.
- v. L'evoluzione del danno non porta necessariamente alla rottura finale, quindi è necessario inserire anche un criterio di rottura globale.

Data la condizione (iv) le equazioni di evoluzione del danno anche in questo modello sono identificate dal massimo valore raggiunto durante la storia di carico del

componente. In [7] è stato dimostrato come in compositi unidirezionali la radice quadrata delle forze di danneggiamento sia la quantità che si accresce più facilmente, quindi vengono introdotte le quantità $\underline{Y}_1, \underline{Y}_2, \underline{Y}_{12}$ definite per $\tau \leq t$:

$$\underline{Y}_1(t) = \max\{\sqrt{Y_1(\tau)}\} \quad \underline{Y}_2(t) = \max\{\sqrt{Y_2(\tau)}\} \quad \underline{Y}_{12}(t) = \max\{\sqrt{Y_{12}(\tau)}\} \quad (80)$$

Considerando i punti (i) e (iii) e supponendo il materiale elastico e non ancora caricato si ottengono i seguenti limiti superiori ed inferiori del danno:

$$d_1 = 0 \text{ per } \underline{Y}_1 < Y_{10} \quad d_1 = \alpha_1(\underline{Y}_1 - Y_{10}) \text{ per } Y_{10} < \underline{Y}_1 < Y_{1f}$$

$$d_2 = 0 \text{ per } \underline{Y}_2 < Y_{10} \quad d_2 = \alpha_1(\underline{Y}_2 - Y_{10}) \text{ per } Y_{10} < \underline{Y}_2 < Y_{1f}$$

$$d_{12} = 0 \text{ per } \underline{Y}_{12} < Y_{120} \quad d_{12} = \alpha_{12}(\ln \underline{Y}_{12} - Y_{120}) \text{ per } Y_{120} < \underline{Y}_{12} < Y_{12f} \quad (81)$$

Questo perché è stato determinato che una forma lineare per d_1 e d_2 risulta una buona approssimazione per i tessuti mentre un'equazione lineare in $\ln \underline{Y}_{12}$ è necessaria per modellare il comportamento tangenziale. Perciò per definire le equazioni di danneggiamento di un tessuto è necessario determinare due parametri di inclinazione α_1 e α_{12} e quattro parametri limite Y_{10}, Y_{120}, Y_{1f} e Y_{12f} .

Anche in questo modello i parametri di danno operano direttamente sulla matrice elastica del laminato. I parametri legati alla direzione delle fibre però non saranno più legati strettamente alle deformazioni ma bensì ai ratei di rilascio di energia relativa al danneggiamento per permetterne una modellazione più accurata. L'andamento di questi parametri come si vede dalle equazioni sarà sempre lineare. Per quanto riguarda il danno causato da azioni di taglio si è visto come un modello lineare non sarà più soddisfacente in quanto un tessuto opporrà una resistenza maggiore a fenomeni di questo tipo, rispetto a quanto visto nel caso di un rinforzo unidirezionale, per questo motivo il suo andamento è supposto logaritmico

In maniera simile al modello precedente viene data la possibilità di definire un materiale con comportamento elasto-plastico. In questo caso vengono viene supposto che:

- i. La deformazione totale del ply è divisa nella somma tra deformazione elastica e plastica $\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}^e + \boldsymbol{\varepsilon}^p$.
- ii. La deformazione plastica è correlata unicamente alla risposta a taglio $\varepsilon_{11}^p = \varepsilon_{22}^p = 0$, $\varepsilon_{12}^p \neq 0$.
- iii. Viene usato un modello di plasticità classico con l'aggiunta di una funzione nel campo elastico ed una legge di indurimento applicate alle tensioni effettive del materiale danneggiato.
- iv. Incrementi delle deformazioni plastiche sono assunti normali alla funzione in campo elastico.

Viene introdotta quindi una funzione in campo elastico:

$$f(\boldsymbol{\sigma}, R) = \left| \frac{\sigma_{12}}{1-d_{12}} \right| - R(\varepsilon^p) \quad (82)$$

con $R(\varepsilon^p)$ definita come nel modello precedente

$$R(\varepsilon^p) = R_0 + \beta(\varepsilon^p)^m \quad (83)$$

con R_0 tensione di snervamento iniziale e β , m parametri di indurimento.

Anche in questo caso è necessario una campagna di testing mirata alla definizione dei vari parametri:

- con prove a trazione classiche e cicliche a 0° si determinano: i valori iniziali dei moduli elastici nelle due direzioni E_1 , E_2 , il coefficiente di Poisson ν_{12} e i parametri α_1 , Y_{10} , Y_{1f} ;
- con prove a compressione a 0° è possibile ragionare in maniera simile e ricavare sempre gli stessi parametri però definiti in compressione;
- con prove a trazione cicliche a 45° si trovano: il valore iniziale del modulo tangenziale G_{12} , i parametri di danno α_{12} , Y_{120} , Y_{12f} e i parametri relativi alla plasticità R_0 , β , m .

6.3.1. Considerazioni

Questo modello è il miglior modo per rappresentare materiali rinforzati con tessuto. Inserendo i parametri di danno nella matrice elastica si riescono a replicare in maniera eccellente i vari fenomeni a cui è soggetta la lamina, analizzando con precisione i metodi di rottura.

Anche in questo caso è possibile utilizzare unicamente elementi shell.

Tutti gli studi più recenti utilizzano questo modello ottenendo risultati assolutamente comparabili con i dati sperimentali.

3.3. Modello di delaminazione

Questo tipo di modello si discosta da quelli esposti fino ad ora in quanto non governa il comportamento della lamina in sé ma bensì tiene conto degli effetti di delaminazione che possono insorgere tra i vari ply. È derivato sempre dall'articolo [6] e all'interno di PAM-CRASH viene indicato con il Material type 303.

Esso viene utilizzato per modellare l'interfaccia nel caso si utilizzi un approccio stacked shell, ovvero quando il modello numerico viene diviso in diversi strati separati, ognuno dei quali rappresenta uno o più ply. Questa metodologia è necessaria per rappresentare il corretto collasso di componenti soggetti a delaminazione. Operativamente l'interfaccia tra i vari layer è definita con una penalty formulation dove un nodo schiavo viene interposto tra i due elementi shell principali appartenenti a due layer contigui (figura 70).

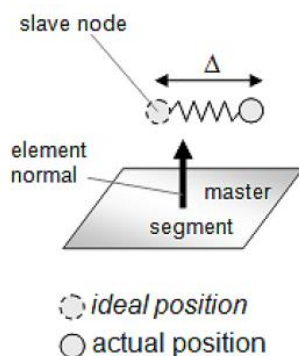


Figura 70: Collegamento tra nodo schiavo ed elemento principale

Analizzando la propagazione del danno interlaminare con modo I si possono definire: le tensioni trazionali applicate all'interfaccia σ_{33} , lo spostamento attraverso l'interfaccia

u_3 e la rigidezza a trazione k_3 . Queste grandezze sono relazionate dalle seguenti equazioni:

$$\sigma_{33} = k_3(1 - d_3)u_3, \quad d_3 = c_1\left(1 - \frac{u_{30}}{u_3}\right) \quad \text{per } u_{30} \leq u_3 \leq u_{3m} \quad (84)$$

dove d_3 è il parametro di danneggiamento a trazione e $c_1 = u_{3m}/(u_{3m} - u_{30})$.

La curva tensioni-spostamento assume quindi forma triangolare (figura 71), dove u_{30} è lo spostamento corrispondente alla tensione massima σ_{33m} e u_{3m} quello corrispondente alla rottura. Essi possono essere espressi come:

$$u_{30} = \sigma_{33m}/k_3 \quad \text{e} \quad u_{3m} = 2G_{IC}/\sigma_{33m} \quad (85)$$

G_{IC} è l'energia di rottura critica per il modo I rappresentata dall'area sottesa alla curva in figura 71. L'energia all'interfaccia G_I si può definire come:

$$G_I = \int_0^{u_3} \sigma_{33} du_3 \quad (86)$$

Il modello ottenuto ha quindi un comportamento elastico che solo una volta raggiunta la tensione massima σ_{33m} inizia ad essere soggetto a degradamento. L'avanzamento della cricca avverrà quando l'energia all'interfaccia G_I supera il valore critico G_{IC} .

Con rotture in modo II si considera un modello simile a quello per il modo I individuando i parametri equivalenti u_{130} , u_{13m} e G_{IIC} .

Nella realtà però ci si ritroverà raramente in un caso con modo I o II puri, per cui viene definito:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^n + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^n = e_D \leq 1 \quad (87)$$

dove la costante n (solitamente compresa tra 1 e 2) è scelta in modo da ricalcare i dati dei test fisici; quando $e_D \geq 1$ ci si trova in presenza di effetti di delaminazione. In figura 72 si possono osservare le curve caratteristiche di un caso con combinazione tra i due modi. Da notare come essendoci in questo caso un'interazione lineare tra i due casi sia stato scelto $n=1$.

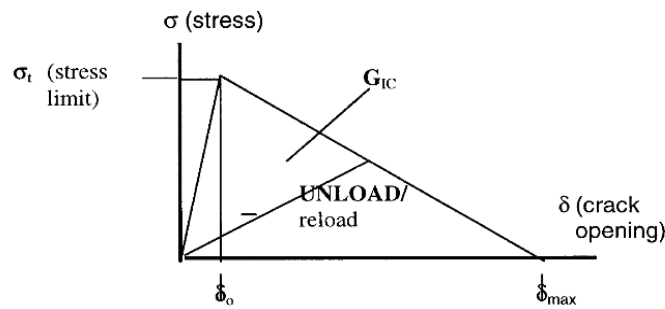


Figura 71: Curva tensione-spostamento per modo I

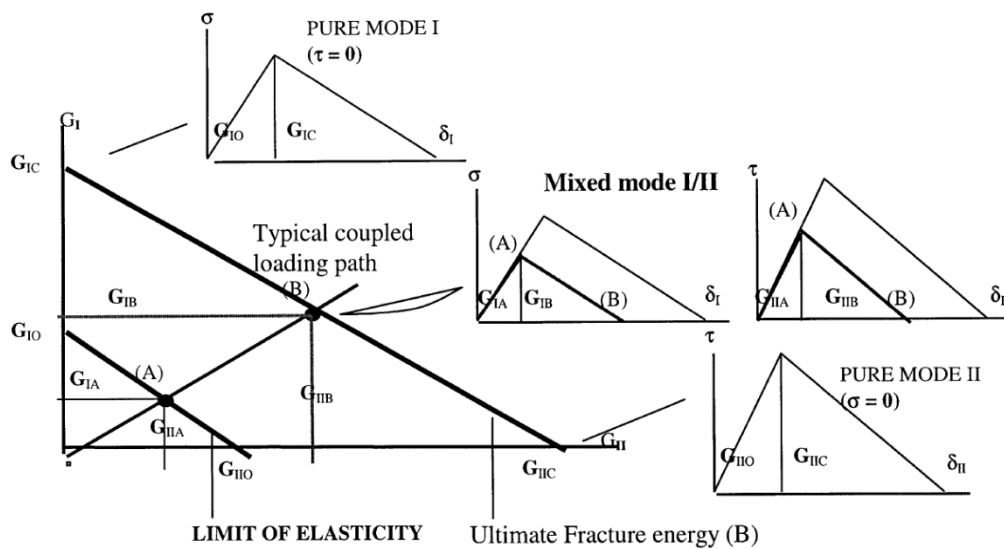


Figura 72: Interazione tra le curve per modo I e II con corrispondenti curve tensione-spostamento

Per determinare le energie di rottura critiche sono necessarie ancora una volta delle prove ad hoc:

- con prove Double Cantilever Beam (DCB) è possibile ricavare il valore di G_{IC} ;
- con prove End Notched Flexure (ENF) si determina G_{IIC} ;
- con prove Mixed Mode Bending (MMB) si può trovare invece un valore consono di n .

3.2.2. Considerazioni

Tale modello di interfaccia viene utilizzato per simulare con precisione i fenomeni di delaminazione quando viene utilizzato un metodo stacked shell [29, 31]. In entrambi gli articoli vengono ottenuti risultati comparabili con il caso reale per quanto riguarda i metodi di collasso. Vista la complessità delle prove necessarie alla determinazione delle

energie di rottura critiche, queste grandezze possono essere estrapolate da riferimenti bibliografici. Tuttavia come si è visto in [29] dati ottenuti in questa maniera possono non essere rappresentativi del materiale utilizzato, portando a valori di energia assorbita dai componenti molto diversi dai casi sperimentali.

CONCLUSIONI

Con lo studio degli articoli riportati nel progetto di tesi è stato possibile familiarizzare con i diversi approcci relativi alla simulazione di componenti in materiale composito attraverso il software PAM-CRASH a partire dai primi anni in cui il codice è stato applicato a questi casi, fino ad arrivare ai giorni nostri.

Analizzando i vari modelli di danno presentati risulta evidente l'evoluzione del programma nel corso del tempo.

Nei primi articoli infatti l'unico modello di danno disponibile era l'Unidirectional Composite Bi-Phase Ply Model, pensato per essere usato unicamente con materiali presentanti rinforzo unidirezionale. L'esigenza di poter simulare anche materiali con rinforzo sotto forma di tessuto ha spinto questo modello ai suoi limiti, utilizzando delle approssimazioni che spesso non riuscivano a replicare in modo fedele il comportamento reale del pezzo.

Con l'introduzione di ulteriori modelli di danno come l'Unidirectional Composite Global Ply Model e il Fabric Composite Global Ply Model, si è visto come i risultati delle simulazioni si siano avvicinati sempre di più a quelli sperimentali. Una migliore accuratezza dei modelli però è coincisa con delle metodologie sempre più complesse per ricavare i differenti parametri caratteristici del materiale. Questa penalità è giustificata dal fatto che, così facendo, attraverso i processi simulativi si riesca ad ottenere un comportamento realistico dei componenti simulati, portando a notevoli risparmi sia monetari che temporali rispetto alla realizzazione e alla caratterizzazione di strutture reali, specie se di grandi dimensioni.

Unendo i dati provenienti dalle varie pubblicazioni è stato così possibile stabilire delle linee guida per l'utilizzo dei vari modelli di danno presenti all'interno del codice, focalizzandosi sulle varie criticità ed elencando anche le prove di caratterizzazione necessarie per ognuno di essi.

In definitiva si può affermare che allo stato attuale PAM-CRASH, se utilizzato con oculatezza, è in grado di simulare con efficacia il comportamento di strutture in materiale composito sottoposte ad impatto, a prescindere dalla tipologia di rinforzo sia esso tessuto o unidirezionale oppure a base vetrosa, carboniosa o aramidica.

BIBLIOGRAFIA

- [1] VV. AA., *Crashworthiness and energy management*, MIL-HDBK-17-3F, vol. 3, chapter 14, p. 1-10, 2005
- [2] P. Feraboli, F. Deleo, F. Garattoni, *Efforts in the standardization of composite materials crashworthiness energy absorption*, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Newport, USA, May 01-04, 2006
- [3] 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, p. 635-659, 1998
- [4] G.C. Jacob, J.F. Fellers, S. Simunovic, J.M. Starbuck, *Energy absorption in polymer composites for automotive crashworthiness*, Journal of Composite Materials, vol. 36, n. 07 (2002), p. 813-850, 2002
- [5] S. Cauchi Savona, P.J. Hogg, *Investigation of plate geometry on the crushing of flat composite plates*, Composites Science and Technology, vol. 66, issue 11-12, p. 1639-1650, 2006
- [6] A.F. Johnson, A.K. Pickett, P. Rozycki, *Computational methods for predicting impact damage in composite structures*, Composites Science and Technology, n. 61 (2001), p. 2183-2192, 2001
- [7] P. Ladevèze, E. Le Dantec, *Damage modelling of the elementary ply for laminated composites*, Composites Science and Technology n. 43 (1992), p. 257–267, 1992
- [8] P. Ladevèze, *Inelastic strains and damage*, Damage mechanics of composite materials, Composite Materials Series, n. 9. chapter 4, Elsevier, 1994
- [9] M.A. Crisfield, Y. Mi, G.A.O. Davies, H.B. Hellweg, *Finite element methods and the progressive failure modelling of composite structures*, Computational plasticity - fundamentals and applications, Part 1 p. 239-254 CIMNE 1997
- [10] J.R. Reeder, J.H. Crews, *Mixed-mode bending method for delamination testing*, AIAA Journal, n. 28, vol. 7, p. 1270–6. 1989
- [11] T. Kermanidis, G. Labeas, C. Apostolopoulos, L. Michielsen, *Numerical simulation of composite structures under impact*, WIT Transactions on The Built Environment, vol. 32, 1998

- [12] W. Lestari, *Crashworthiness study of a generic composite helicopter subfloor structure*, NLR-TR 93590 L, 1994
- [13] E. Deletombe, D. Delsart, D. Kohlgrüber, A.F. Johnson, *Improvement of numerical methods for crash analysis in future composite aircraft design*, *Aerospace Science and Technology Journal*, n. 4 (2000), p. 189-199, 1999
- [14] D. Kohlgrüber, *Initial materials data of carbon and aramid fabric materials*, DLR Report DLR-IB 435-97/24, 1997
- [15] D. Kohlgrüber, A. Kamoulakos, *Validation of numerical simulation of composite helicopter sub-floor structures under crash loading*, American Helicopter Society 54th Annual Forum, Washington, USA, May 20–22, 1998
- [16] C.M. Kindervater, A.F. Johnson, D. Kohlgrüber, M. Lützenburger, N. Pentecôte, *Crash and impact simulation of aircraft structures - Hybrid and FE based approaches*, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS, Barcelona, Spain, September 11-14, 2000
- [17] M.A. McCarthy, J.F.M. Wiggenraad, *Numerical investigation of a crash test of a composite helicopter*, *Composite Structures*, n. 51 (2001), p. 345-359, 2001
- [18] H.G.S.J. Thuis, H.P.J. de Vries, J.F.M. Wiggenraad, *Subfloor skin panels for improved crashworthiness of helicopters in case of water impact*, NLR Contract Report TP 95082 U, 1992
- [19] J.F.M. Wiggenraad, D. Santoro, F. Lepage, C.M. Kindervater, H. Climent Mañez, *Development of a crashworthy composite fuselage concept for a commuter aircraft*, 57th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington DC, USA, May 09-11, 2001
- [20] E.V. Morozov, K.E. Morozov, V. Selvarajalu, *Progressive damage modelling of SMC composite materials*, *Composite Structures*, n. 62 (2003), p. 361–366, 2001
- [21] E.V. Morozov, V.A. Thomson, *Simulating the progressive crushing of fabric reinforced composite structures*, *Composite Structures*, n. 76 (2006), p. 130–137, 2006
- [22] M. Anghileri, E.C. Chirwa, L. Lanzi, F. Mentuccia, *An inverse approach to identify the constitutive model parameters for crashworthiness modelling of composite structures*, *Composite Structures*, n. 68 (2005), p. 65–74, 2004
- [23] R. Fletcher, *Practical methods of optimization*, Wiley-Interscience, 1980

- [24] VV. AA., *Optimization Toolbox - User's Guide MATLAB 5.3*, The MATH WORKS Inc., 1999
- [25] V. Kleisner, R. Zemčík, *Analysis of composite car bumper reinforcement*, *Applied and Computational Mechanics*, n. 3 (2009), p. 287-297, 2009
- [26] M.W. Joosten, S. Dutton, D. Kelly, R. Thomson, *Experimental and numerical investigation of the crushing response of an open section composite energy absorbing element*, *Composite Structures*, n. 93 (2011), p. 682-689, 2010
- [27] L. Greve, A.K. Pickett, *Delamination testing and modelling for composite crash simulation*, *Composite Science and Technology*, n. 66 (2006), p. 816–826, 2006
- [28] M.W. Joosten, M. David, C.M. Kindervater, R. Thomson, *Improved design methods for crashworthy composite helicopter structures*, 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, September 23-28, 2012
- [29] B.P. Bussadori, K. Schuffenhauer, A. Scattina, *Modelling of CFRP crushing structures in explicit crash analysis*, *Composites: Part B*, n. 60 (2014), p. 725-735, 2014
- [30] L. Greve, F. Andrieux, *Deformation and failure modelling of high strength adhesives for crash simulation*, *Int J Fract*, n. 143, vol. 2, p. 143-160, 2007
- [31] M. David, A.F. Johnson, *Effect of strain rate on the failure mechanisms and energy absorption in polymer composite elements under axial loading*, *Composite Structures*, n. 122 (2015), p. 430-439, 2014
- [32] J. Harding, *High-Rate Test Data on Materials 1 e 2 (in-plane tests)*, UTC Report, n. 132, Department of Engineering Science, University of Oxford, 1999
- [33] ESI Group, *PAM-CRASH Solver notes manual*, 2013