

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

Tesi di Laurea Magistrale

Analisi agli elementi finiti per la simulazione del bird strike su strutture composite

Relatore:

Prof. Ugo Galvanetto

Laureando:

Filippo Secco

Matricola: 2038144

Anno Accademico 2022/2023

*Alla mia famiglia,
ai miei amici*

Ringraziamenti

Ringrazio per primo il mio relatore, il prof. Ugo Galvanetto, per avermi dato la possibilità di lavorare su un argomento di tesi affascinante e per avermi guidato nel percorso, lasciandomi comunque la libertà di indirizzare il lavoro in base ai miei personali interessi scientifici. Ringrazio i miei amici, preziosi compagni di vita. Ringrazio mio fratello Alberto, presenza quotidiana costante e motivo di stimolo e riflessione grazie alla nostra diversità. Infine, il più grande ringraziamento va ai miei genitori, Marco e Melissa, per avermi sempre supportato e spronato ad inseguire i miei obiettivi, per aver sempre creduto in me e per il loro incondizionato amore.

Abstract

L'obiettivo di questa tesi è lo sviluppo di tecniche di simulazione numerica agli elementi finiti per modellare opportunamente il fenomeno del bird strike su strutture aeronautiche in materiale composito.

Ad un'iniziale introduzione del fenomeno in questione, segue una trattazione analitica delle equazioni che governano il problema del bird strike. Si passa poi a descrivere i metodi di modellazione FEM più adeguati a cogliere la fisica del problema, con un particolare focus sui materiali compositi.

Il software adottato per le simulazioni numeriche è LS-DYNA; dunque, si approfondiscono sia a livello teorico sia a livello pratico-applicativo gli strumenti messi a disposizione dal software per modellare un impatto di tipo bird strike e per modellare strutture composite complesse.

Si conclude andando ad eseguire una serie di simulazioni di impatto su strutture aeronautiche composite di complessità via via crescente.

Indice

Introduzione	1
Capitolo I: Statistiche e contestualizzazione del fenomeno del bird-strike	3
1.1 Statistiche del fenomeno del <i>bird strike</i>	4
1.2 Componenti maggiormente danneggiati	7
1.3 Tipologia di motore.....	8
1.4 Quota degli impatti.....	9
1.5 Velocità degli impatti.....	10
1.6 Specie di volatili maggiormente coinvolte	11
1.7 Situazione italiana	12
Capitolo II: Background teorico: le equazioni che governano il problema del bird strike	15
2.1 Teoria idrodinamica 2D e studi di Wilbeck	17
2.1.1 Shock regime.....	19
2.1.2 Release regime	21
2.1.3 Steady flow regime	24
2.1.4 Impact termination.....	26
2.2 Estensioni della teoria	27
Capitolo III: Approccio sperimentale al bird strike	31
3.1 Setup sperimentale.....	31
Capitolo IV: Simulazioni numeriche per il bird strike	37
4.1 Metodo Lagrangiano	39
4.2 Metodo Euleriano.....	42
4.3 Metodo ALE.....	44
4.4 Metodo SPH.....	45
4.5 Equazione di stato (EOS).....	47
4.5.1 EOS Lineare	48
4.5.2 EOS Polinomiale	48

4.5.3 Mie-Grüneisen EOS	49
4.6 Interazioni fluido-struttura	50
4.6.1 Algoritmi di contatto per l'approccio Lagrangiano	50
4.6.1 Algoritmi di contatto per l'approccio SPH	52
4.7 Controllo dell'Hourglass	53
Capitolo V: Materiali compositi: caratteristiche e applicazioni nel mondo aeronautico.....	55
5.1 Comportamento elastico della lamina	59
5.1.1 Stima di E_1	60
5.1.2 Stima di E_2	61
5.2 Studio della lamina off-axis.....	63
5.3 Criteri di cedimento della lamina ortotropa	68
5.3.1 Criterio della massima tensione	69
5.3.2 Criterio del massimo lavoro (o criterio di Tsai-Hill)	71
5.4 Teoria classica della laminazione.....	72
5.5 Impiego dei materiali compositi in aeronautica	74
Capitolo VI: Modellazione dei materiali compositi in LS-DYNA.....	81
6.1 Modelli costitutivi per lamine ortotrope	81
6.2 Teoria di Matzenmiller.....	84
6.2.1 Assunzioni del modello.....	85
6.2.2 Meccanismi di rottura per materiali compositi a fibra lunga.....	85
6.2.3 Criterio di resistenza di Hashin.....	88
6.2.4 Variabili di danno e concetto di tensioni effettive.....	89
6.2.5 Tensore costitutivo per una lamina UD danneggiata	91
6.2.6 Legge cinetica e potenziale di danneggiamento.....	95
6.3 Modellazione della delaminazione in LS-DYNA	97
6.4 Strutture sandwich.....	103
6.4.1 Materiali per il core	106
6.4.2 Modellazione FEM di un core a nido d'ape	108
6.4.3 Determinazione sperimentale delle curve sforzo-deformazione per l'honeycomb.....	112

6.5 Adesivi strutturali per pannelli sandwich.....	117
6.5.1 Metodi di cedimento degli incollaggi con adesivi strutturali	118
6.5.2 Metodi di testing dei giunti incollati.....	119
6.5.3 Modellazione numerica dei giunti incollati	121
Capitolo VII: Simulazioni agli elementi finiti di alcuni fenomeni significativi di bird strike	123
7.1 Preparazione dei modelli FEM in LS-PrePost.....	125
7.2 Analisi dei risultati del bird strike su laminato piano quadrato, senza modellazione della delaminazione.....	141
7.3 Analisi dei risultati del bird strike su laminato piano quadrato, includendo la modellazione della delaminazione	143
7.4 Analisi dei risultati del bird strike su pannello sandwich piano quadrato, includendo la modellazione della delaminazione	146
7.5 Analisi dei risultati del bird strike su leading edge di un'ala in struttura sandwich, includendo la modellazione della delaminazione.....	150
7.6 Analisi dei risultati del bird strike su leading edge di un'ala in struttura sandwich, includendo la modellazione della delaminazione, con l'aggiunta di centine di rinforzo	157
Conclusioni	163
Bibliografia	165

Introduzione:

Con il termine “wildlife-strike” si intende un impatto tra un veicolo in movimento, che tipicamente è un aeromobile, e una creatura selvatica in volo, tipicamente un uccello. Nel caso di impatto tra aeromobile e uccello si parla di “bird-strike”. L’esito di questo impatto è solitamente causa di decesso per il volatile, mentre i danni causati sull’aeromobile possono variare da semplici indentazioni e lievi danneggiamenti, a danni estesi a componenti o completa distruzione dell’aereo. Soprattutto negli ultimi due casi citati è facile intuire come i rischi per i passeggeri dell’aeromobile annessi a fenomeni di bird-strike possono essere notevoli. Negli anni più recenti i governi e le compagnie aeree hanno innalzato notevolmente l’attenzione verso questo fenomeno, cercando di definire degli standard di sicurezza da rispettare nella progettazione e costruzione degli aeromobili, ma anche cercando metodi di riduzione e prevenzione degli urti.

Infatti, di pari passo alla maggiore sensibilizzazione verso il fenomeno del bird-strike, sono considerevolmente aumentati negli ultimi anni i casi di impatto riportati. Da un lato questo incremento è dovuto al fatto che precedentemente non molti di questi casi venivano opportunamente segnalati e inseriti nelle banche dati statistiche, dall’altro lato sono ravvisabili alcuni aspetti che hanno contribuito nel corso degli anni ad aumentare il numero di impatti registrati.

In primo luogo, i programmi di protezione della fauna selvatica hanno incrementato il numero di esemplari di uccelli presenti in natura. Contestualmente, si è registrato un notevole incremento della densità del traffico aereo attribuibile all’avvento delle compagnie aeree low-cost, ma anche al-

la crescente domanda da parte di economie emergenti per mezzi di trasporto veloci. Un terzo aspetto importante è la tendenza dei moderni aeromobili ad avere un numero minore di motori, ma più potenti; questo determina maggiori intensità degli impatti e maggiori rischi associati al danneggiamento di un motore in seguito alla collisione.

La maggiore consapevolezza del fenomeno, il crescente numero di casi registrati e la risonanza mediatica di alcuni casi celebri rende il fenomeno del bird-strike una tematica di primaria importanza nel moderno panorama aeronautico. Nei primi approcci allo studio di questo fenomeno i calcoli analitici e i test fisici erano le modalità maggiormente utilizzate. A causa però della complessità del fenomeno, che non consentiva una trattazione analitica agevole, e degli elevati costi e tempi legati all'esecuzione di una estesa campagna sperimentale queste metodologie sono state affiancate, per poi essere messe in secondo piano, dall'approccio numerico-computazionale. L'avvento di potenze di calcolo adeguate e software in grado di modellare la complessità di questo fenomeno ha reso l'ambiente delle simulazioni numeriche il più adatto allo studio del bird-strike.

Questo lavoro ha l'obiettivo di descrivere il fenomeno del bird-strike, partendo da aspetti statistici per poi passare agli aspetti teorici che descrivono la fisica del problema. Una volta contestualizzato il problema, ci si sposterà in un ambiente di simulazione numerica in cui verranno eseguite simulazioni di impatti su geometrie progressivamente più complesse.

Dato il crescente impiego dei materiali compositi in aeronautica, in questo studio ci si concentra sugli impatti su strutture aeronautiche composite, descrivendone le caratteristiche meccaniche, i modelli costitutivi di materiale e la loro modellazione agli elementi finiti.

Capitolo 1:

Statistiche e contestualizzazione del fenomeno del bird-strike

Per poter passare con consapevolezza alla modellazione numerica è prima opportuno soffermarsi sulle statistiche del fenomeno del bird-strike, in modo da comprenderne gli aspetti sociali essenziali. In questo capitolo si approfondiscono inoltre la situazione italiana e le normative in materia di sicurezza vigenti.



Figura 1: stormo di volatili attorno ad un aeromobile

1.1 Statistiche del fenomeno del *bird strike*

Il primo caso di bird strike registrato risale all'anno 1905 ed è stato riportato da Orville Wrigh. Si riporta come dopo l'impatto con un volatile, che è molto sul colpo, questo si sia incastrato sopra la superficie superiore dell'aereo e dopo un po' di tempo sia caduto durante l'oscillazione di una curva a gomito. Nel corso del '900 vengono poi riportati altri casi celebri fino ad arrivare ai tempi più recenti in cui spiccano alcuni casi di cronaca.

Il 10 novembre 2008 un Boeing 737-8AS fu soggetto ad un elevato numero di bird strikes (circa 90) in un volo da Francoforte a Roma. Gli impatti hanno causato il failure di entrambi i motori e hanno costretto l'equipaggio ad un atterraggio di emergenza in cui, dei 172 passeggeri, solamente 10 hanno riportato lievi infortuni.

Nel gennaio 2009 un US Airways, Airbus A320 subì un bird strike che interessò uno dei motori. Le conseguenze dell'impatto furono catastrofiche a tal punto da costringere l'equipaggio ad un atterraggio di emergenza nel fiume Hudson. Fortunatamente tutte e 155 le persone a bordo furono evacuate illese.



Figura 2: passeggeri illesi evacuati dall'Airbus A320 dopo un episodio di bird strike

Il più recente caso di cronaca in Italia che ha avuto un notevole impatto mediatico risale al 16 settembre 2023. All'aeroporto di Torino-Caselle il velivolo Aermacchi Mb-339, in posizione Pony 4 nella formazione delle frecce tricolori, precipita e causa un incidente con un'automobile. Nell'incidente perde la vita una bambina di cinque anni che era a bordo dell'automobile. Tra le cause dell'incidente più accreditate il bird strike è la più probabile.

Se questi episodi evidenziano il grande impatto sociale e mediatico di questo tipo di incidenti, a livello statistico la certezza è che il numero di incidenti registrati negli anni è in forte aumento. Secondo uno studio pubblicato dalla Federal Aviation Administration (FAA) in circa 25 anni, dal 1990 al 2014, il numero di casi registrati è più che quintuplicato. A questo notevole incremento di casi non corrisponde un incremento considerevole del numero di casi con conseguenze estese o catastrofiche. Questo è imputabile alla maggiore consapevolezza del fenomeno che porta a progettare strutture aeronautiche più sicure.

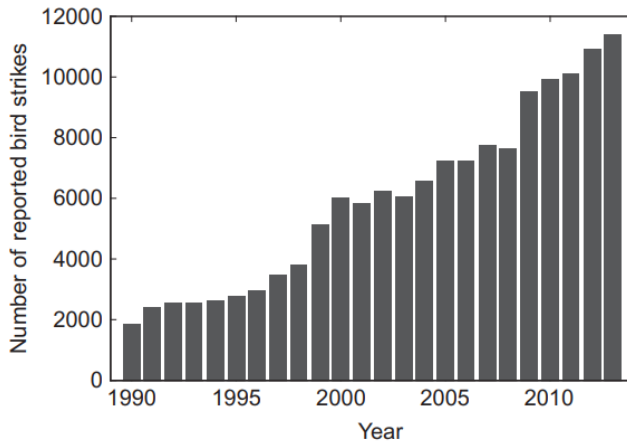


Figura 3: Numero di casi di bird strike negli USA registrati nel corso degli anni [1]

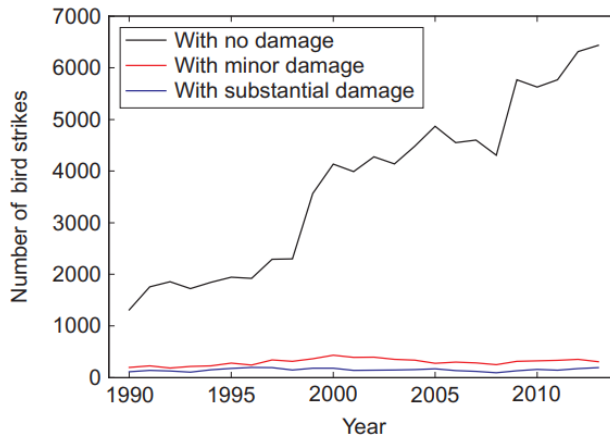


Figura 4: Numero di bird strike negli USA negli anni, parametrizzati in base all'entità del danno provocato [1]

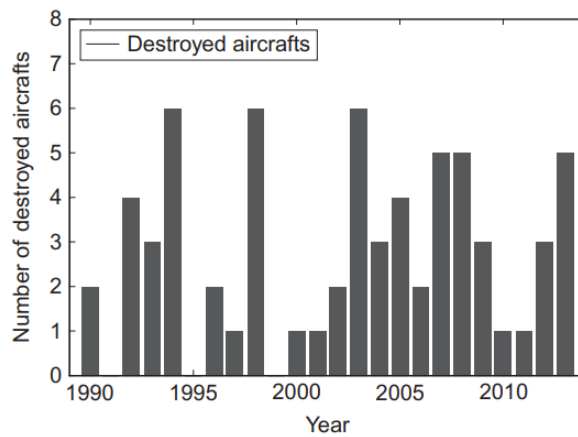


Figura 5: Numero di bird strike per anno che hanno portato alla distruzione dell'aeromobile [1]

I programmi di salvaguardia delle specie selvatiche sono iniziati negli anni Settanta del '900 nel Nord America; questo ha causato una crescita nel numero di esemplari di 24 delle 36 specie di uccelli di grandi dimensioni negli ultimi 30 anni. Un tipico esempio è quello dell'oca canadese il cui numero di esemplari è cresciuto dell'8% in Canada e USA dal 1980 ad oggi. Nei seguenti paragrafi si riportano alcune statistiche che evidenziano i principali fattori di influenza del bird strike. Per ciascuna cella delle tabelle riportate sono presenti due numeri, il primo relativo agli anni 2000-2010, il secondo relativo agli anni 2011-2014. Fanno tutti riferimento ad eventi avvenuti negli USA.

1.2 Componenti maggiormente danneggiati

Nella tabella riportata di seguito sono evidenziati i casi registrati, i casi che hanno portato a danni lievi, danni sostanziali e distruzione dell'aeromobile per i principali componenti dell'aereo. Si evidenzia come i componenti maggiormente impattati sono il radome, i motori e le ali. Se un impatto sul radome solitamente non genera gravi danni non si può dire lo stesso di motori e ali. Infatti, le ali sono di gran lunga la parte dell'aereo che, se impattata, genera danni di lieve entità, ma anche danni gravi e collasso dell'aereo. Un impatto tra il volatile e i motori solitamente porta a conseguenze gravi in termini di danno generato.

Componenti	Registrati		Danni minori		Danni sostanziali		Aereo distrutto	
	No. di impatti	% sul totale	No. di impatti	% sul totale	No. di impatti	% sul totale	No. di impatti	% sul totale
Radome	739+278	10.7+10.6	480+166	14.3+13.2	66+76	3.3+7.6	8+0	4.3+0
Finestrino	397+203	5.7+7.7	225+98	6.7+7.7	83+82	4+8.2	16+3	8.6+6.8
Naso	521+235	7.5+8.9	252+124	7.5+9.8	105+64	5.2+6.4	22+4	11.8+9
Motore 1	1097+314	15.9+11.9	379+89	11.3+7	543+185	27.1+18.5	12+3	6.4+6.8
Motore 2	881+284	12.7+10.8	215+74	6.4+5.8	408+163	20.4+16.3	12+1	6.4+2.2
Motore 3	55+10	0.8+0.3	15+2	0.4+0.2	30+7	1.5+0.7	1+0	0.5+0
Elica	247+80	3.6+3	70+26	2+2	123+36	6.1+3.6	21+5	11.2+11.3
Ala	1830+861	26.6+32.8	997+460	29.8+36.5	332+217	16.5+21.7	24+10	12.9+22.7
Fusoliera	373+167	5.4+6.4	168+70	5+5.5	104+68	5.2+6.8	25+4	13.4+9
Carrello di atterraggio	403+178	5.8+6.7	403+102	12+8	112+53	5.6+5.3	26+8	13.9+18
Coda	343+17	5+0.6	144+50	4.3+4	95+49	4.7+4.9	19+6	10.2+13.6
Totale	6886+2627	100+100	3348+1261	100+100	2001+1000	100+100	186+44	100+100

Tabella 1: Casi registrati, casi che hanno avuto come conseguenze danni minori, danni sostanziali o distruzione dell'aereo per ciascun componente dell'aeromobile. Per ciascuna voce sono riportati due numeri, il primo fa riferimento al decennio 2000-2010, il secondo agli anni 2011-2014 [1]

1.3 Tipologia di motore

Come si evince dai dati riportati la tipologia di motore turbofan rappresenta una percentuale dominante sia del numero di casi registrati, sia dei casi con danni minori, danni sostanziali e casistiche di aereo distrutto. Le altre tipologie di motori sono presenti in misura decisamente minore.

Tipologia di motore	Registrati		Danni minori		Danni sostanziali		Aereo distrutto	
	No. di impatti	% sul totale	No. di impatti	% sul totale	No. di impatti	% sul totale	No. di impatti	% sul totale
Alternativo	3025+1542	4.3+3.4	519+247	15.6+17.4	245+118	17.5+16.3	18+7	56.2+63
Turbojet	91+16	1.3+0	6+4	0.1+0.3	10+2	0.7+0.2	2+0	6.2+0
Turboprop	4631+1914	6.6+4.2	385+131	11.6+9.2	130+47	9.3+6.5	2+0	6.2+0
Turbofan	46324+26233	66.1+57.4	2277+894	68.3+63	952+477	67.8+65.9	6+2	18.7+18
Glider	1+0	0+0	1+0	0+0	0+0	0+0	0+0	0+0
Turboshaft	405+614	5.8+1.3	96+67	2.9+4.7	36+43	2.6+5.9	2+1	6.2+9.1
N/A	15643+15405	22.3+31.5	49+75	1.5+5.3	30+37	2.1+5.1	2+1	6.2+9.1
Totale	70120+45724	100+100	3333+1418	100+100	1403+724	100+100	32+11	100+100

Tabella 2: Casi registrati, casi che hanno avuto come conseguenze danni minori, danni sostanziali o distruzione dell'aereo per ciascuna tipologia di motore. Per ciascuna voce sono riportati due numeri, il primo fa riferimento al decennio 2000-2010, il secondo agli anni 2011-2014 [1]

1.4 Quota degli impatti

Oltre il 60% dei casi di bird strike registrati dalla FAA avviene al di sotto dei 100 piedi (30 metri), circa il 70% degli impatti avviene al di sotto dei 500 piedi (150 metri) e il 90% dei casi avviene ad altezze inferiori ai 3000 piedi (900 metri). Si comprende quindi come le fasi di atterraggio e decollo siano di gran lunga le fasi più interessate dal fenomeno del bird strike. La motivazione va ricercata nella presenza di discariche, aree umide e zone dove c'è alta disponibilità di acqua, cibo e siti idonei dove ripararsi, riprodursi, aggregarsi e riposare, dentro e intorno a un aeroporto; tutti questi elementi costituiscono un'attrattiva per gli animali selvatici, soprattutto gli uccelli. Gli impatti che sono comunemente più pericolosi e che, con mag-

giore probabilità, possono portare a danni estesi o al collasso del velivolo sono quelli che avvengono quando l'aeromobile è in quota e procede alla velocità di crociera.



Figura 6: Aereo in fase di decollo accerchiato da uno stormo di uccelli

1.5 Velocità degli impatti

Oltre il 50% dei casi di bird strike che sono riportati nei bollettini avvengono in range di velocità dell'aeromobile comprese tra 50 e 78 m/s. Mentre oltre il 95% di tutti i casi registrati avviene tra i 35 e i 150 m/s. La maggioranza dei casi di impatto con danni sostanziali avviene tra i 40 e i 78 m/s. Alla luce di questi dati nelle simulazioni che sono riportate in questo lavoro vengono tipicamente indagati casi di impatti a velocità pari a 60 m/s o 150m/s, velocità ritenute significative della maggioranza degli impatti che portano a danni estesi agli aeromobili.

1.6 Specie di volatili maggiormente coinvolte

Di particolare interesse è l'analisi della tipologia e della dimensione della fauna selvatica che è coinvolta nei fenomeni di bird strike. La probabilità che una determinata specie di uccello sia coinvolta in un impatto dipende da tre fattori: la durata del tempo durante la quale la specie di uccello appare su un campo di aviazione durante l'anno, il numero di esemplari di quella specie (singoli uccelli vs stormo) e il loro comportamento. Delle segnalazioni di bird strike negli Stati Uniti, meno del 50% riporta informazioni sulla tipologia di uccello e solo circa un quarto di queste ha indicato la specie particolare. Anatidi (32%), gabbiani (28%) e rapaci (17%) sono le specie maggiormente interessate dagli impatti che hanno causato danni agli aeromobili civili nel periodo 1990-2012. Le dimensioni del volatile coinvolto, direttamente correlate alla sua massa, determinano l'energia cinetica associata all'uccello impattante:

$$E_c = \frac{1}{2}mv^2 \quad (1.1)$$

L'energia dell'impatto è dovuta alla velocità relativa volatile-aeromobile, che è la v . È quindi intuibile come un aumento della massa del volatile implica un aumento della quantità di moto e dell'energia che vengono trasferiti al componente aeronautico colpito.



Figura 7: Esemplare di oca canadese, una delle specie di uccello più diffusamente coinvolte nei casi di bird strike, nonché uno dei più pericolosi a causa delle sue dimensioni

1.7 Situazione italiana

Nel 1987 nasce in Italia il Bird Strike Committee Italy (BSCI), riconosciuto nel 1993 come Commissione Tecnica del Ministero dei Trasporti. I principali compiti istituzionali del BSCI sono monitorare l'attuazione della normativa sulla materia, raccogliere, elaborare ed inviare all'ICAO le statistiche nazionali sul wildlife strike, supportare gli organi interni ENAC e i gestori aeroportuali anche attraverso corsi di formazione, visite mirate e azioni di sensibilizzazione, coinvolgere gli enti territoriali e mantenere i rapporti internazionali. In ogni caso i principali artefici della messa in atto delle azioni per la riduzione del rischio del bird strike sono i gestori aeroportuali. Il BSCI infatti fissa dei parametri di rischio e i gestori aeroportuali, sulla base della valutazione di questi parametri, adottano le misure ritenute idonee per prevenire o limitare i danni. Dal punto di vista normativo l'Italia deve adeguarsi agli standard dell'ICAO e ai regolamenti promulga-

ti dall'Agencia europea per la sicurezza aerea (EASA). Nella relazione annuale dell'ENAC del 2017 sono riportate alcune interessanti statistiche per ciascun aeroporto italiano a cui viene associato un indice di rischio. Dai dati riportati si evince come gli aeroporti di Venezia, Genova e Bergamo siano i più soggetti a casi di wildlife strike; tuttavia, se i primi due sono contraddistinti da una quasi totalità dei casi che riguardano specie volatili, Bergamo è soggetta a un numero consistente di incidenti provocato dall'aspirazione di lepri nella fase di decollo. Dai seguenti due istogrammi riportati è possibile evidenziare che le specie di uccelli più coinvolte negli incidenti sono rondini e rondoni, mentre i mesi in cui si concentrano maggiormente gli impatti sono luglio e agosto.

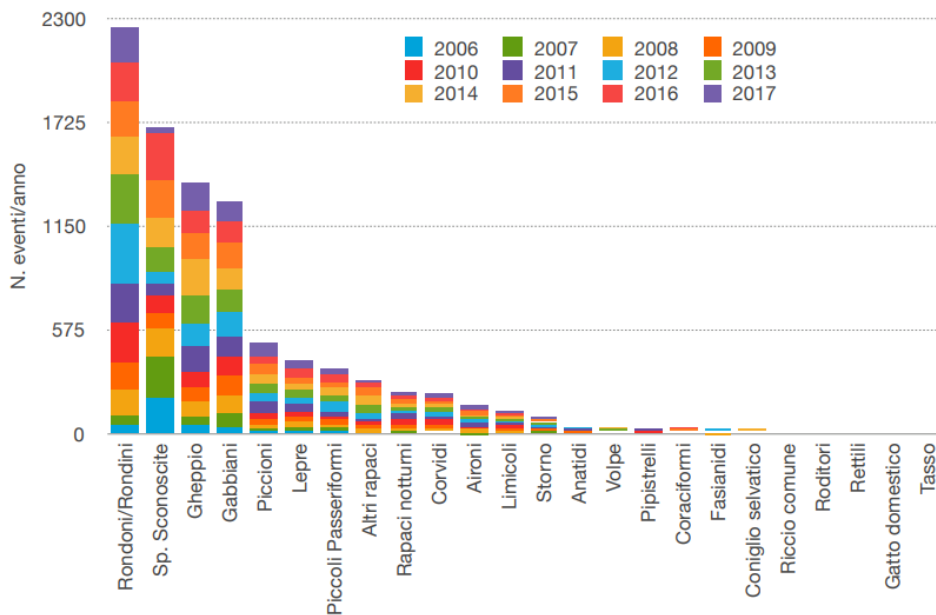


Figura 8: Numero di bird strike per specie di volatile, con una divisione per annate [17]

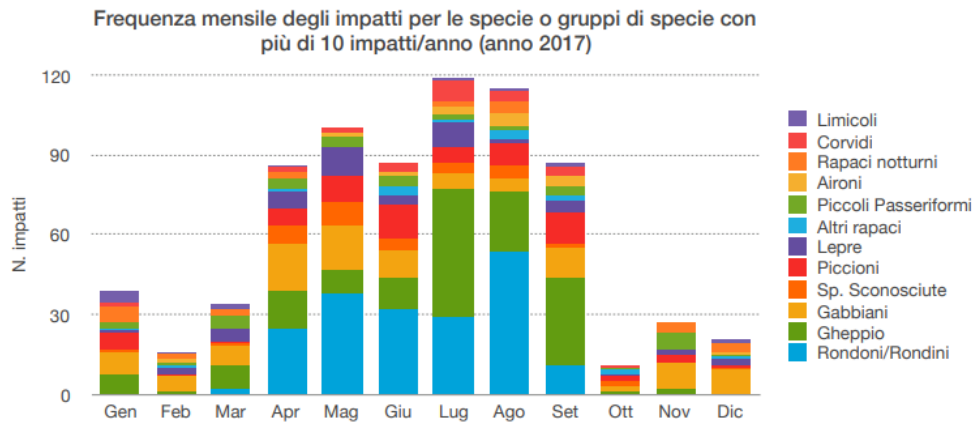


Figura 9: Frequenza mensile degli impatti per le varie specie di uccelli nell'anno 2017 [17]

Capitolo 2:

Background teorico: le equazioni che governano il problema del bird strike

Come accennato precedentemente, quando negli anni Sessanta e Settanta del '900 i primi ricercatori si sono interessati allo studio e descrizione dei fenomeni di bird strike non erano disponibili gli odierni software di simulazione e le attuali potenze di calcolo. Per questo motivo le uniche due modalità di investigazione del problema erano la pratica sperimentale e l'approccio analitico. Le campagne sperimentali rappresentavano una soluzione molto costosa sia per le attrezzature di test sia per i sofisticati sistemi di misura necessari, inoltre richiedevano anche degli elevati tempi per essere realizzate. Per questi motivi diversi ricercatori hanno approcciato il problema da un punto di vista teorico, seppur consapevoli che la complessità del problema li avrebbe costretti a ricorrere a numerosi ipotesi semplificative.

MacCauley (1965) e Mitchell (1966) in Canada sono stati pionieri nello studio analitico del bird strike; tuttavia, i loro risultati non trovarono mai grande riscontro sperimentale. Solo nel 1978 con la teoria proposta da Wilbeck si riuscì ad avere una buona correlazione tra i dati sperimentali e i calcoli analitici eseguiti.

La complessità dello studio analitico di questo problema risiede in una serie di fattori: innanzitutto le significative deformazioni che coinvolgono volatile e bersaglio sono tali per cui entrambe le entità impattanti entrano in campo non lineare. In particolare, per il volatile, essendo un "soft body"

questo implica la necessità di adottare una teoria idrodinamica per descrivere la dinamica di impatto. Altri due fattori di complessità sono il tempo estremamente ridotto in cui avviene e si esaurisce l'impatto e le elevate velocità coinvolte: questi due aspetti implicano grandi velocità di deformazione e grandi spostamenti, con la conseguenza dell'insorgenza di deformazioni plastiche e un incremento delle tensioni di rottura e snervamento.

Se a questi aspetti aggiungiamo la complessità geometrica e costruttiva che solitamente hanno le sezioni di ali, fusoliere e altri componenti aeronautici e la variabilità dei materiali di cui sono costituite le strutture (tra cui i materiali compositi su cui ci si concentra in questo lavoro) si comprende come solo con l'avvento dei più evoluti software di simulazione numerica si siano aperte opportunità di descrizione fedele del fenomeno. Tuttavia, risulta particolarmente utile entrare nei dettagli del background teorico sviluppato da Wilbeck poiché consente di sviluppare una maggiore sensibilità nella comprensione del problema.

I meccanismi che dominano la risposta meccanica di un materiale in un impatto dipendono principalmente dalla velocità. In base all'intervallo di velocità e al meccanismo d'azione, Hopkins e Kolsky (1960) hanno classificato tutti gli impatti in cinque gruppi principali, ovvero impatti elastici, plastici, idrodinamici, sonici ed esplosivi.

Negli impatti elastici, le sollecitazioni generate sono ben al di sotto della resistenza del materiale e si osservano sia la conservazione della quantità di moto sia la conservazione dell'energia meccanica (cinetica + potenziale, non viene dissipata energia). In questi impatti, le sollecitazioni generate dipendono esclusivamente dai moduli elastici, dalle densità dei materiali e dalle velocità delle onde.

Aumentando la velocità d'impatto, le sollecitazioni generate superano la tensione di snervamento, causando una deformazione plastica permanente. Aumentando ulteriormente la velocità d'impatto, le sollecitazioni generate superano notevolmente la tensione di snervamento e il materiale si comporta come un fluido. Il comportamento fluidico dei materiali (ad esempio, quello di un uccello in un impatto con una struttura aeronautica) suggerisce l'uso di un approccio idrodinamico. In questi tipi di impatto, invece della forza e del modulo elastico del materiale, è la densità del materiale a determinare la risposta dell'entità impattante.

2.1 Teoria idrodinamica 2D e studi di Wilbeck

I primi studi che sono stati svolti consideravano un uccello impattante un pannello piano considerato rigido. Le sollecitazioni generate da un uccello che impatta contro un bersaglio molto rigido superano di gran lunga la sua resistenza; il problema può essere risolto utilizzando la teoria idrodinamica. Nella teoria idrodinamica, la resistenza e la viscosità del materiale dell'uccello vengono trascurate, e la sollecitazione dell'uccello in qualsiasi momento può essere ottenuta utilizzando una relazione che lega energia, velocità, pressione e densità.

L'elevata velocità iniziale del volatile determina la nascita di un'onda di compressione di notevole entità. L'onda nasce nel momento in cui le prime particelle del volatile impattano contro il pannello rigido, ma progressivamente investe anche le porzioni posteriori del volatile. All'avanzare dell'onda, il materiale situato alla periferia di ciascuna sezione sperimenta un gradiente di pressione estremamente elevato. Questo significativo gradiente di pressione fa sì che le particelle periferiche tendano ad allontanar-

si esternamente in direzione radiale, alleviando così il gradiente di pressione radiale. Quando l'onda di compressione raggiunge l'estremità libera dell'uccello, si riflette indietro fino a raggiungere nuovamente l'estremità anteriore in contatto con la superficie rigida. A questo punto, si stabilisce una condizione di flusso di materiale costante nel corpo. I campi di velocità e pressione rimangono costanti nello spazio, e il materiale dell'uccello scorre lungo percorsi fissi, chiamati "linee di flusso". Dopo molteplici rapide riflessioni, l'onda d'urto perde gradualmente intensità e infine si dissipa, una volta che tutto il materiale ha attraversato queste linee di flusso, il processo di impatto si conclude.

Come si diceva precedentemente, queste teorie sviluppate hanno visto l'assunzione di significative ipotesi semplificative. Nel caso della teoria di Wilbeck le principali sono le seguenti:

- Nonostante specie di uccelli diversi e abbiano densità corporee diverse, la grande maggioranza dei corpi dei volatili è costituita da acqua, per questo si assume come materiale per il volatile l'acqua e si fa l'assunzione di materiale omogeneo;
- La geometria dell'uccello viene assunta essere un cilindro;
- Assumendo la struttura target come rigida, vengono eliminate le deformazioni ad essa associate;
- Vengono ignorate le forze di attrito a taglio tra l'uccello e la struttura impattata.

Sulla base di queste ipotesi viene sviluppata una teoria per descrivere l'impatto dividendolo in quattro macro-fasi:

- Shock regime, fase corrispondente alla formazione della prima onda di compressione e sua propagazione verso la parte posteriore dell'ucello;
- Release regime, fase in cui le particelle dell'ucello localizzate in zona periferica tendono ad allontanarsi in direzione radiale;
- Steady flow regime, fase in cui le particelle del volatile scorrono in linee di flusso fisse nello spazio;
- Impact termination, fase in cui tutte le particelle hanno raggiunto la superficie target e la pressione di contatto scende a zero.

2.1.1 Shock regime

Per un impatto ortogonale di un cilindro su una piastra rigida, il flusso attraverso l'urto generato può essere considerato unidimensionale (1D), adiabatico e irreversibile.

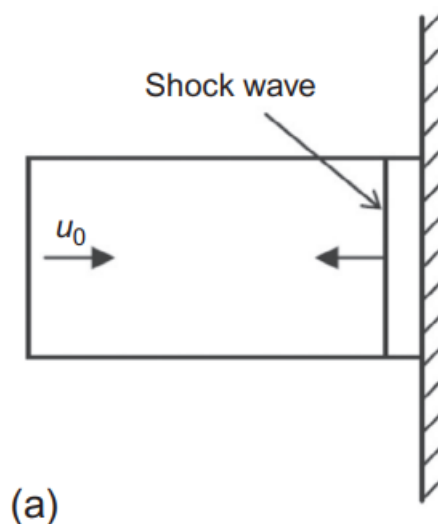


Figura 10: Regime di shock dell'onda d'urto [1]

Nell'immagine riportata è possibile apprezzare una rappresentazione grafica della fase di shock regime. Come si vede una volta che le prime particelle del volatile impattano contro il piatto rigido si innesca la nascita di un'onda di pressione che procede verso il retro dell'impattatore. La velocità iniziale del volatile è u_0 verso destra, mentre la velocità dell'onda di pressione che si sviluppa in seguito all'impatto è u_s che ha lo stesso modulo della velocità u_0 , ma verso opposto. Questo determina il fatto che una volta che le particelle del volatile retrostanti vengono investite dall'onda d'urto, si arrestano. Per questo caso specifico possiamo scrivere rispettivamente le equazioni di conservazione della massa e della quantità di moto:

$$\rho_1 u_s = \rho_2 (u_s - u_0) \quad (2.1)$$

$$P_1 + \rho_1 u_s^2 = P_2 + \rho_2 (u_s - u_0)^2 \quad (2.2)$$

Se si combinano le due equazioni riportate si riesce a calcolare la differenza di pressione nella regione investita dall'onda d'urto.

$$P_2 - P_1 = \rho_1 u_s u_0 \quad (2.3)$$

Spesso ci si riferisce a questa differenza di pressione chiamandola pressione di Hugoniot e la si indica con P_H :

$$P_H = \rho_1 u_s u_0 \quad (2.4)$$

A questo punto si procede assumendo che per velocità di impatto molto basse la velocità dell'onda d'urto u_s possa essere approssimata con la velocità delle onde isoentropiche nel materiale, indicata con c_0 . Per cui per impatti a basse velocità è possibile scrivere:

$$P_H = \rho_1 c_0 u_0 \quad (2.5)$$

Si sottolinea che l'approssimazione $u_s \approx c_0$ vale solo per impatti a velocità molto basse e non è assolutamente applicabile per impatti ad elevate velocità. Infatti, ad alte velocità l'effetto della comprimibilità non consente più di attuare questa approssimazione, come si vede dal seguente grafico.

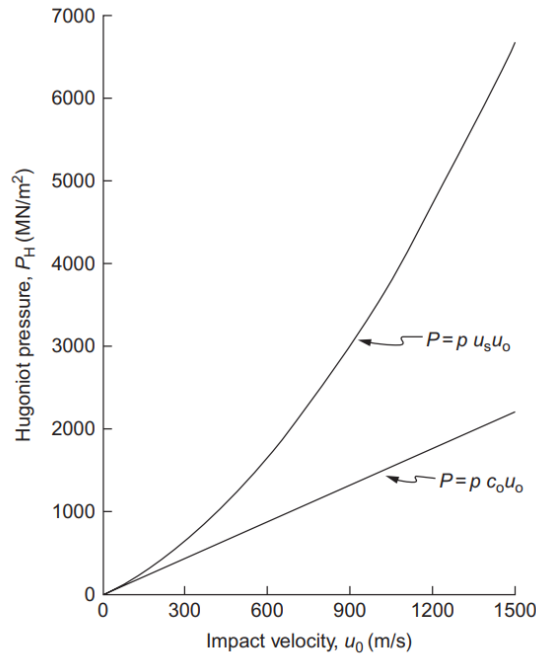


Figura 11: Andamento della pressione di Hugoniot in funzione della velocità di impatto [1]

2.1.2 Release regime

Anche se solamente per pochi millisecondi, le pressioni di contatto che si generano in questo tipo di impatti sono elevatissime. La cosa molto importante da capire è che durante le prime fasi dell'impatto all'esterno del corpo impattante agisce la sola pressione atmosferica, mentre internamente la pressione che si sviluppa, come si diceva, è elevatissima. Questa condizione, che si mantiene per pochi millisecondi, genera una differenza di pressione molto intensa tra la faccia interna e la faccia esterna della superficie

esterna del cilindro impattante e spinge le particelle che si trovano sulla superficie esterna ad allontanarsi verso l'esterno in direzione radiale.

Questo genera un'onda d'urto di rilascio radiale. Ne consegue che questa seconda fase vede una deformazione dell'uccello bidimensionale (asimmetrica) e non più monodimensionale.

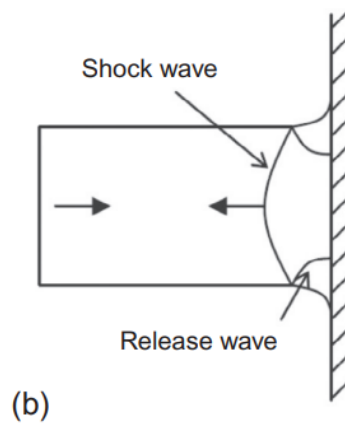


Figura 12: Regime di rilascio dell'onda d'urto [1]

Con il procedere del tempo l'onda radiale raggiunge l'asse del cilindro e determina una progressiva e intensa riduzione della pressione del materiale. La visualizzazione grafica dell'intera fase di release è osservabile nella seguente sequenza:

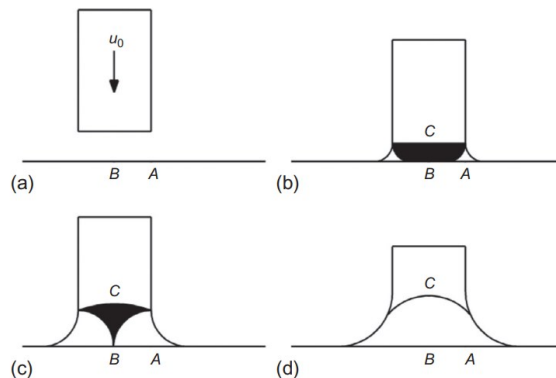


Figura 13: Le quattro fasi dell'urto riassunte [1]

Una cosa interessante da sottolineare è che l'urto si stabilizza ed entra nella terza fase detta di steady flow regime solo al verificarsi di una determinata condizione. In particolare, questa è legata alla dimensione dell'oggetto impattante, poiché se la lunghezza del cilindro è troppo ridotta, il processo di impatto si conclude prima che possa stabilizzarsi. La lunghezza minima affinché il processo si stabilizzi prende il nome di lunghezza critica L_c . Fondamentalmente la condizione che deve verificarsi è che l'onda di rilascio radiale raggiunga il punto C non dopo che l'onda d'urto raggiunga la fine del corpo impattante.

Da cui la relazione

$$(L/D)_c = \frac{u_s}{2\sqrt{c_r^2 - (u_s - u_0)^2}} \quad (2.6)$$

Con c_r velocità del suono nella regione dell'urto. Dall'analisi della relazione appena riportata si evince come un incremento della velocità di impatto u_0 determina una riduzione della lunghezza critica, secondo una legge riportata graficamente di seguito.

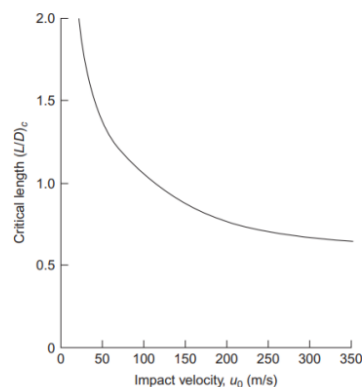


Figura 14: Andamento della lunghezza critica in funzione della velocità d'impatto [1]

2.1.3 Steady flow regime

Se siamo in presenza di un impatto con lunghezza del cilindro impattante maggiore della lunghezza critica, l'effetto dell'onda di rilascio riesce ad indebolire l'effetto dell'onda d'urto a tal punto da farla scomparire. Una volta che questo accade si innesca un regime di flusso costante in cui le particelle di fluido seguono delle linee di flusso fisse nello spazio.

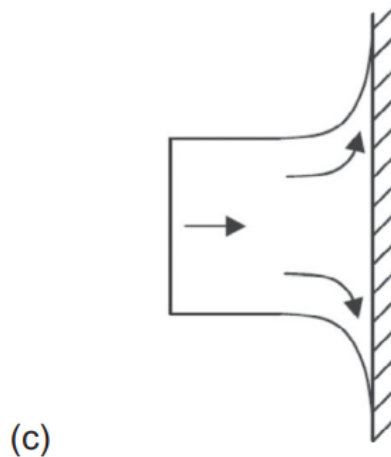


Figura 15: Regime di flusso stazionario dell'urto [1]

Ora se si trascurano gli effetti della viscosità e le forze di inerzia, e si considerano continue le variazioni delle proprietà del fluido, l'equazione di Bernoulli può essere applicata alle linee di flusso delle particelle del volatile:

$$\int \frac{dP}{\rho} + \int u du = K \quad (2.7)$$

Con K costante dell'equazione di Bernoulli. Nel caso di impatto tra un cilindro e una struttura target piana e rigida, il campo del flusso a una sufficiente distanza dal punto di impatto è uniforme e non affetto dall'onda

d'urto. Posso quindi legare la velocità di un qualsiasi punto alla pressione nel punto P tramite la relazione:

$$\int_{P_0}^P \frac{dP}{\rho} + \int_{u_0}^u u du = 0 \quad (2.8)$$

Con P_0 e u_0 rispettivamente la pressione e la velocità in un particolare punto della linea di flusso di cui sono note le proprietà. Cercando di ragionare sulla fisica del problema vogliamo arrivare a trovare la pressione nel punto di contatto. Innanzitutto, essendo il cilindro impattante simmetrico la velocità delle particelle nella linea centrale è parallela alla traiettoria iniziale del proiettile.

Nell'esatto istante dell'impatto, il punto centrale della superficie d'impatto non può muoversi radialmente per simmetria e nemmeno assialmente per via della presenza della struttura target. Ovvero quel punto avrà velocità nulla e la sua pressione prende il nome di pressione di ristagno. Mantenendo le ipotesi di assenza di forze viscosse e di inerzia si ottiene

$$P_s = \frac{1}{2} \rho u_0^2 \quad (2.9)$$

Per un volatile con area trasversale A e densità ρ è possibile ricavare una formula che esprime la forza totale applicata dall'uccello alla struttura target, che è la seguente:

$$F = \rho A u_0^2 \quad (2.10)$$

2.1.4 Impact termination

La fase finale dell'impatto vede la prosecuzione della fase di regime stabile; man mano il fenomeno va ad esaurirsi fino al raggiungimento di una pressione di contatto nulla. Le particelle fluide del volatile si muovono prevalentemente in direzione radiale, come rappresentato in figura.



Figura 16: Fase di terminazione dell'impatto

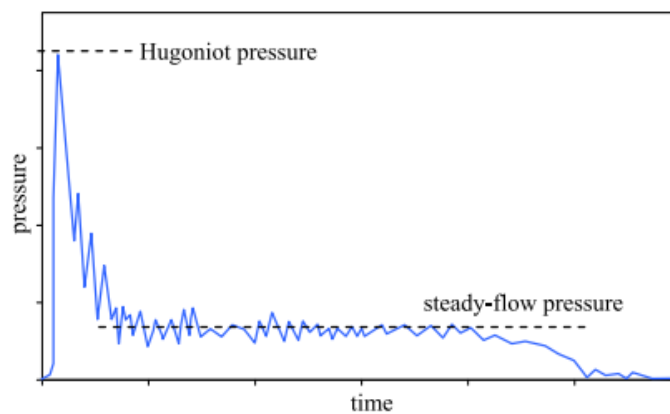


Figura 17: Andamento tipico della pressione di contatto in funzione del tempo durante un fenomeno di bird strike

2.2 Estensioni della teoria

Il modello teorico appena sviluppato non considera alcuni aspetti che sono tipici dei casi di bird strike:

1. Urto inclinato
2. Cedevolezza della struttura target
3. Effetto della porosità

Proviamo quindi a vedere quali provvedimenti prendere per adattare la teoria sviluppata in modo da includere gli aspetti sopra citati.

1. La presenza di un certo angolo di inclinazione tra l'asse del proiettile e la direzione ortogonale alla superficie target genera una dinamica di impatto differente da quella prevista dal modello sviluppato in precedenza.

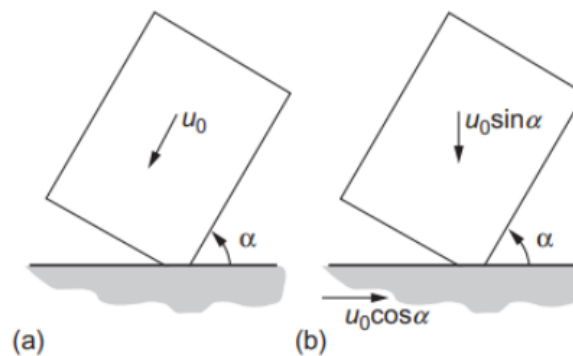


Figura 18: Estensione della teoria in presenza di una inclinazione di impatto [1]

Sia $\phi = 90^\circ - \alpha$ l'angolo formato tra l'asse del proiettile e la direzione normale alla superficie target. È possibile mostrare come esiste un certo angolo critico ϕ_c definito come

$$\phi_{cr} = \sin^{-1} \left(\frac{u_s}{u_0} \right) \quad (2.11)$$

Per α grande, tendente a 90° , il suo complementare ϕ tende a 0° , per cui ci avviciniamo alla condizione di urto ortogonale. Fintanto che $\phi < \phi_{cr}$ è possibile affermare che, con una approssimazione accettabile, la distribuzione e la durata della pressione di Hugoniot sulla superficie bersaglio sono simili a quelle di un urto normale alla superficie.

Come intuitivamente ci si aspetta, è possibile calcolare la forza totale scambiata tra i due corpi durante l'impatto con la seguente formula

$$F = \rho A u_0^2 \sin(\alpha) \quad (2.12)$$

2. La cedevolezza della struttura target è una condizione inevitabile e che indubbiamente modifica la dinamica dell'impatto. Tuttavia, ancora una volta partendo dal modello base precedentemente sviluppato, riusciamo ad eliminare l'ipotesi di struttura target rigida considerando le caratteristiche di cedevolezza della struttura impattata. Sviluppando i calcoli si perviene ad una equazione per la pressione di Hugoniot in presenza di target cedevole che è la seguente

$$P_H = \rho_p u_{s_p} u_0 \left(\frac{\rho_t u_{s_t}}{\rho_p u_{s_p} + \rho_t u_{s_t}} \right) \quad (2.13)$$

Dove le grandezze con il pedice p sono riferite al proiettile (l'uccello), mentre le grandezze con pedice t sono riferite alla struttura target.

3. Terzo ed ultimo aspetto di estensione del modello di base è il considerare la porosità del materiale di cui è costituito l'uccello. Questo aspetto influenza pesantemente i risultati che si ottengono, come si può vedere dal grafico qui riportato

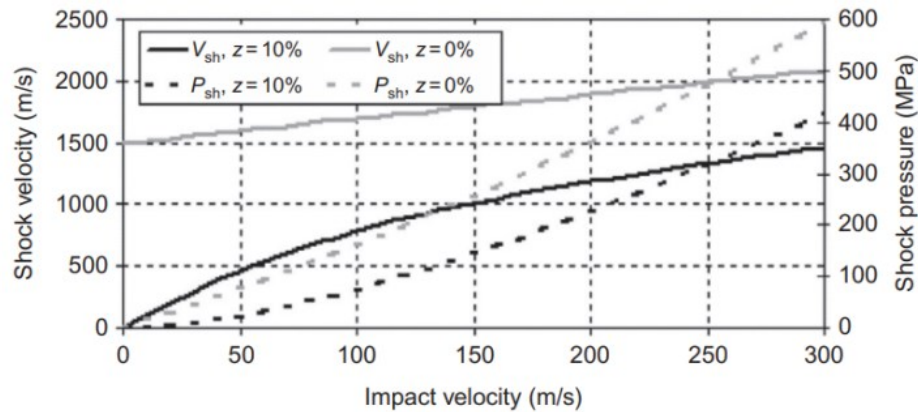


Figura 19: Andamenti di velocità e pressione di shock in funzione della velocità di impatto, a seconda della porosità del materiale [1]

Nel grafico si riportano gli andamenti della velocità dell'onda d'urto e della pressione d'urto in funzione della velocità di impatto, per due configurazioni di acqua: una con 0% di porosità e l'altra con una porosità del 10%. Si nota una notevole discrepanza tra le velocità d'onda d'urto dei due casi alle basse velocità d'impatto, mentre le pressioni d'urto differiscono maggiormente all'aumentare della velocità di impatto.

In seguito ad una correlazione tra dati sperimentali e modelli FEM, si è visto che un materiale che approssima adeguatamente il materiale di cui sono composti gli uccelli è acqua con il 10% di porosità; infatti, è proprio questa configurazione che è stata adottata nelle simulazioni svolte ed illustrate in seguito in questo lavoro.

Capitolo 3:

Approccio sperimentale al bird strike

Ancor prima dell'approccio analitico, la prima modalità di studio del bird strike passava attraverso la pratica sperimentale. Gli elevati costi di attrezzature e strumenti di misura e gli elevati tempi necessari per preparare i test e analizzare i risultati hanno spinto a muoversi verso un approccio teorico-analitico. Tuttavia, se l'approccio analitico, a causa dei suoi limiti nel trattare casi complessi, è stato soppiantato dall'approccio di simulazione numerica negli ultimi anni, l'approccio sperimentale oggi non è più usato come metodo principale di indagine del fenomeno, ma resta una componente fondamentale del processo per validare i risultati delle simulazioni e calibrarne opportunamente i parametri. I metodi numerici, infatti, possono andare incontro a problemi di instabilità numerica, singolarità e convergenza; per non incorrere in questi problemi e ottenere l'approccio sperimentale risulta un supporto di validazione fondamentale.

I test sperimentali di bird strike sono iniziati negli anni Sessanta del '900 e si sono concentrati soprattutto su impatti contro pannelli piani molto rigidi. In questo modo era possibile concentrarsi sul campo di pressione generato dell'impatto, escludendo le deformazioni della struttura bersaglio.

3.1 Set-up sperimentale

Gli apparati sperimentali disponibili per studiare dei fenomeni di crash sono molteplici: cannoni a gas, torri di caduta, pendoli e impattatori canti-

lever. Tuttavia, tra i metodi citati, a causa delle elevate velocità relative tra aereo e uccello durante un impatto bird strike, quello che meglio si presta a riprodurre il fenomeno in laboratorio è sicuramente il cannone a gas. Infatti, questo è l'unico metodo che consente di raggiungere le velocità di impatto necessarie (100-200 m/s), mentre tutti gli altri metodi possono essere usati solamente per impatti a basse velocità (inferiori a 20 m/s).

I principali aspetti del set-up sperimentale di un cannone a gas sono:

1. Sistema di sparo: il cannone a gas deve essere in grado di sparare un uccello, o un proiettile sostitutivo, della massa opportuna (dai 2 ai 5 kg) alle velocità desiderate (anche oltre 200 m/s). Deve essere inoltre in grado di eseguire lo sparo a varie inclinazioni per riuscire a ricreare le diverse configurazioni di impatto possibili. Ultimo aspetto importante che deve assicurare il sistema è che la massa sparata deve raggiungere il bersaglio alla velocità desiderata, ma non deve frantumarsi durante il volo prima dell'impatto;
2. Sistema di supporto: non molte informazioni al riguardo sono riportate, la cosa chiara è che per ogni geometria differente della struttura target (pannello piano, leading edge ala, ecc.) dovrà essere pensato e messo in atto un sistema di supporto opportuno;
3. Sistema di misura: in una riproduzione sperimentale di bird strike è fondamentale riuscire a misurare la velocità di impatto del volatile, le tensioni e le deformazioni generate sulla struttura target e la storia della deformazione dell'uccello. La velocità del proiettile può essere calcolata misurando il tempo impiegato dal proiettile a percorrere lo spazio tra due punti noti. Tipicamente in corrispondenza dei due punti noti si pongono delle fotocellule o emettitori di raggi laser all'elio/neon.

Per quanto riguarda invece il sistema di misura della variazione radiale nel tempo della pressione generata dall'impatto tra l'ucello e il pannello rigido sono disponibili molteplici strumenti di misura. Nella scelta dei trasduttori/estensimetri vanno tenute in considerazione alcuni aspetti cruciali:

- 3.1. La dimensione degli strumenti di misura deve essere sufficientemente piccola per garantire la loro giustapposizione in un'area comparabile con la sezione dell'ucello/proiettile. Poiché il gradiente di pressione che si genera a causa dell'impatto è molto elevato, usare degli estensimetri di grandi dimensioni porterebbe a non avere la accuratezza desiderata, dato che questi strumenti restituiscono solamente il valore medio della pressione nell'area in cui sono applicati;
- 3.2. Gli estensimetri dovrebbero essere compensati per ridurre l'effetto della generazione di forze indotte dall'accelerazione. Queste forze, infatti, non dovrebbero essere conteggiate nei risultati;
- 3.3. Solamente la misura della pressione in direzione normale alla superficie target deve essere presa in considerazione;
- 3.4. La durata dell'impatto è molto breve e i picchi di pressione sono solo una piccolissima frazione di questa durata. Conoscere con precisione i picchi di pressione è fondamentale, dato che ad essi è strettamente associato l'eventuale cedimento della struttura target. Di conseguenza la larghezza di banda del sistema di misura deve essere sufficientemente larga per cogliere pressioni transitorie significative;

3.5. Il sistema di misura deve essere sufficientemente resistente da mantenere la sua integrità e funzionamento anche durante e dopo l'impatto.

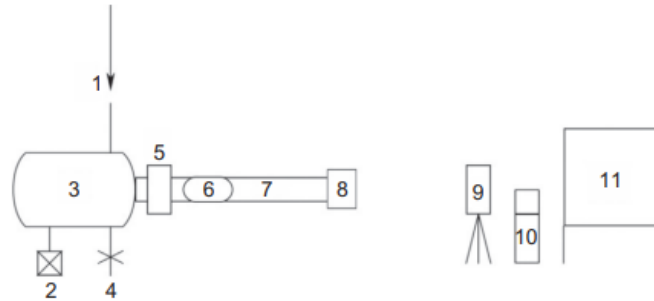


Figura 20: Schema del set-up sperimentale per il bird strike. (1) Ingresso aria, (2) compressore, (3) recipiente del gas, (4) valvola di emergenza, (5) dispositivo di rilascio dell'aria, (6) proiettile, (7) canna del cannone, (8) guarnizione di separazione, (9) telecamera ad alte velocità, (10) misuratore di velocità, (11) Struttura target.

4. Nel 2003 Degrieck, Verleysen, and De Waele hanno sviluppato un innovativo sistema di misura per acquisire gli spostamenti della struttura target. La tecnica è molto vantaggiosa poiché prevede una misurazione non a contatto e si adatta molto bene a moltissime geometrie, materiali e condizioni superficiali da analizzare. La metodologia prevede di misurare gli spostamenti della struttura target proiettando, attraverso un sistema di lenti, una griglia di linee incollata sulla struttura, e dunque ad essa solidale, su una griglia di linee target statica. Dalla posizione relativa delle due griglie è possibile, istante per istante, ricostruire la posizione della struttura su cui avviene l'impatto.

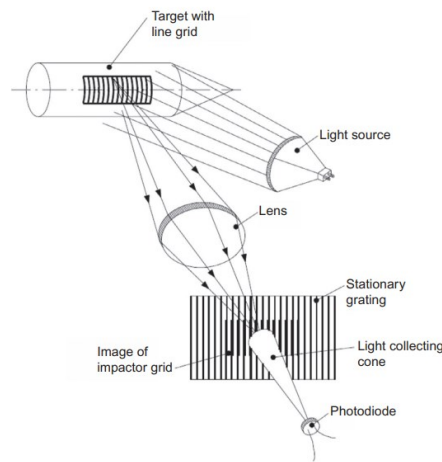


Figura 21: Sistema di acquisizione di Degrieck, Verleysen, and De Waele [1]

5. Un altro aspetto critico per determinare l'attrezzatura sperimentale è la scelta dell'oggetto impattante. Nei primi studi che sono stati realizzati venivano utilizzati polli morti come proiettili. Questa scelta, nel tempo, si è rivelata non adeguata sia per motivazioni igienico/sanitarie, sia per una difficoltà nel reperire le carcasse necessarie in un numero adeguato a garantire le prove sperimentali desiderate. Successivamente ci si è orientati su proiettili sostitutivi di composizione omogenea. I materiali presi in considerazione come sostitutivi delle carcasse sono stati: schiuma, gomma, cera, emulsioni, neoprene e gelatina. A valle di un numero elevato di prove sperimentali è stata verificata la superiorità dei proiettili di gelatina: facilità di fabbricazione, rapidità di disponibilità e bassi costi di produzione sono solo alcuni dei vantaggi associati all'uso di questo materiale. Ottimi risultati sono stati ottenuti con una gelatina di densità 950 kg/m^3 .

Capitolo 4:

Simulazioni numeriche per il bird strike

La terza via di analisi del fenomeno del bird strike sono le simulazioni numeriche. I vantaggi dell'avvento delle tecnologie che hanno consentito di intraprendere questa via sono evidenti: abbattimento di tempi e costi per eseguire le analisi, capacità di analisi di qualsiasi configurazione di struttura target e uccello, possibilità di esplorare rapidamente la risposta di un numero elevato di diverse soluzioni progettuali, enormi possibilità di analisi dei risultati e post-process per cogliere tutti gli aspetti significativi.

Le simulazioni che meglio consentono di cogliere gli aspetti strutturali di interesse sono simulazioni dinamiche, non lineari agli elementi finiti.

Al fine di modellare opportunamente le deformazioni strutturali, il cedimento dei materiali del proiettile e della struttura impattata, il software agli elementi finiti adottato deve essere in grado di gestire:

- effetti della velocità di deformazione;
- distorsione eccessiva degli elementi;
- hourglass;
- previsione accurata della distribuzione del carico nell'interfaccia tra l'uccello e il bersaglio;
- modellazione degli elementi di fissaggio (di solito realizzata definendo il singolo legame nodo-nodo);
- comportamento affidabile dei materiali in condizioni molto severe;
- non linearità geometrica e dei materiali;
- soluzioni rapide e accurate;
- dissipazione di energia;

- output sufficienti.

Ad oggi sul mercato sono presenti molti software commerciali che consentono di eseguire le analisi dinamiche di impatto, come per esempio:

- Abaqus
- LS-Dyna
- Radioss
- PamCrash

Tipicamente ogni pacchetto software agli elementi finiti prevede tre step:

- Pre-processore: in questo step viene preparato il modello FEM che sarà poi risolto
- Solutore: viene effettivamente risolto il modello preparato. Possono essere aggiunti ulteriori parametri di controllo della simulazione per evitare instabilità numeriche
- Post-processore: le grandezze di interesse sono calcolate per ogni step di soluzione e rese disponibili per poter essere consultate. Esempi di grandezze calcolate sono sollecitazioni, deformazioni, spostamenti, velocità, accelerazioni, forze risultanti ecc.

Considerando tutte queste necessità, e valutando pro e contro dei vari software citati, si è presa la decisione di adottare LS-Dyna per le simulazioni di questa tesi, sia per le potenzialità del software (offre la più vasta libreria di modelli di materiale sul mercato, una grande vastità di modalità di definizione dei contatti e possibilità di controllo della simulazione), ma anche perché, essendo questo il software maggiormente usato per bird strike sia a livello accademico che industriale, si trovano in letteratura un numero maggiore di paper e libri sulla tematica che adottano LS-Dyna per le simulazioni FEM.

A prescindere dai materiali con cui è realizzata la struttura target, un punto critico di questo tipo di simulazioni è la modellazione del volatile. Sono infatti possibili tre approcci al problema.

4.1 Metodo Lagrangiano

È il classico metodo con cui vengono discretizzate le parti solide nei software agli elementi finiti. Questo metodo stende una mesh sulla parte solida tale per cui i nodi della mesh corrispondono a particelle di materiale, sono quindi solidali alla parte. Questo modello risulta in grado di seguire e catturare la deformazione del materiale e, se si applicano alcune impostazioni specifiche, riesce anche a riprodurre la rottura del materiale dell'uccello.

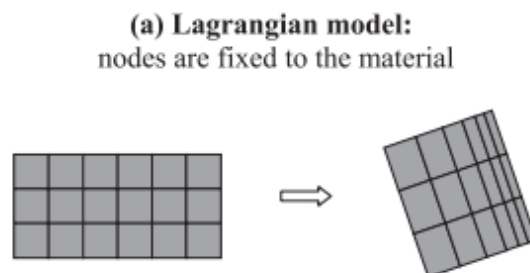


Figura 22: Approccio Lagrangiano

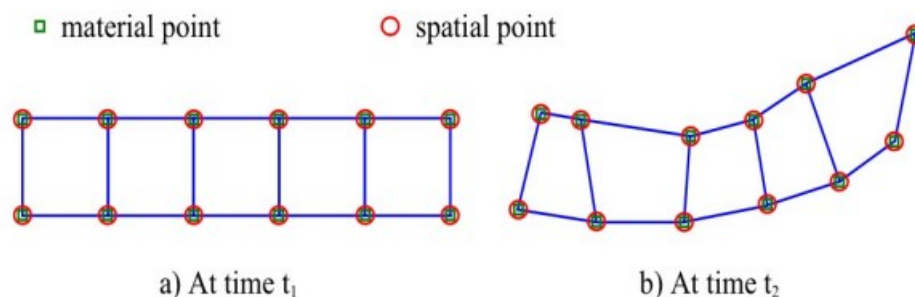


Figura 23: Approccio Lagrangiano [18]

Il sistema di riferimento adottato in questo modello è quello del materiale, che tipicamente si indica con X . Il moto di ogni particella è descritto da una relazione del tipo:

$$x = \varphi(X, t) \quad (4.1)$$

In cui φ è una funzione mappante la posizione iniziale della particella con la posizione corrente. Lo spostamento di un nodo viene descritto come distanza tra la posizione iniziale del nodo e la posizione attuale dello stesso

$$u(X, t) = x - X \quad (4.2)$$

Questo metodo è soggetto ad alcuni notevoli problemi. Innanzitutto, poiché i nodi sono solidali alla parte solida e seguono la sua deformazione, in presenza di grandi deformazioni (cosa che tipicamente avviene nelle simulazioni di bird strike) gli elementi della mesh vengono fortemente distorti. Questo porta la dimensione minore dell'elemento a rimpicciolirsi; la conseguenza è una diminuzione del time step del solutore. Infatti, per avere risultati accurati, il time step Δt deve essere minore del tempo richiesto da un'onda d'urto a viaggiare attraverso la più piccola dimensione tra tutti gli elementi l_{min} , ovvero $\Delta t = \frac{l_{min}}{c}$. Se l_{min} diminuisce, decresce inevitabilmente anche il time step. Il grosso calo del time step incrementa notevolmente la durata della simulazione, dato che aumenta il numero di time steps richiesti. Questo accade solamente nei solutori di tipo implicito perché nei solutori espliciti il time step è imposto direttamente dall'utente. Una possibile strategia, che elimina le instabilità dovute alla riduzione del time step, è l'eliminazione degli elementi fortemente distorti. Tuttavia, questa procedura porta con sé un ulteriore rischio: se molti elementi vanno incontro a grandi distorsioni e vengono eliminati la massa del modello del volatile diminuisce notevolmente, e questo è spesso indice che i risultati che si ottengono non sono molto realistici.

Un ulteriore problema che si verifica a causa delle grandi distorsioni a cui vanno incontro gli elementi durante l'impatto è la generazione di volumi negativi, ben visualizzata nella seguente immagine:

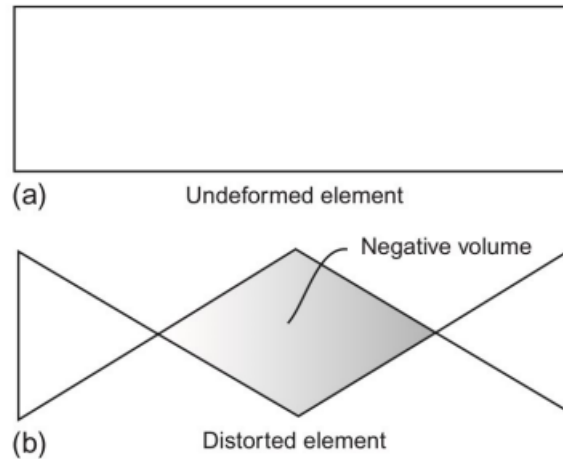


Figura 24: Esempio di elemento che deformandosi genera un volume negativo [1]

Oltre alla rimozione degli elementi una ulteriore possibilità per ovviare a queste grandi distorsioni è l'adaptive remeshing. Questa tecnica prevede la creazione di una nuova mesh nelle zone in cui le distorsioni eccessive diventano non accettabili. Come è facile intuire questa procedura porta con sé importanti criticità:

- Ogni volta che le distorsioni sono eccessive si crea una nuova mesh; il tempo computazionale cresce a dismisura
- La tecnica è molto complessa, poiché se si vuole generare il processo in maniera automatica si deve fare uso di complessi algoritmi di remeshing, ma comunque spesso si va incontro a numerosi errori numerici, in particolare quanto sono presenti geometrie complesse

4.2 Metodo Euleriano

Dal momento che durante l'impatto si generano delle pressioni molto elevate, con una certa approssimazione è possibile affermare che il materiale dell'uccello si comporta come un fluido. Per questo approssimare il problema con il metodo Euleriano, che tipicamente viene usato per simulazioni fluidodinamiche, potrebbe aiutare. Questo metodo prevede la presenza di una mesh vuota fissa nello spazio in cui alcune celle sono riempite dal materiale dell'uccello nel momento in cui il volatile transita in loro corrispondenza. Quindi progressivamente alcune celle si riempiono ed altre si svuotano al passaggio dell'uccello.

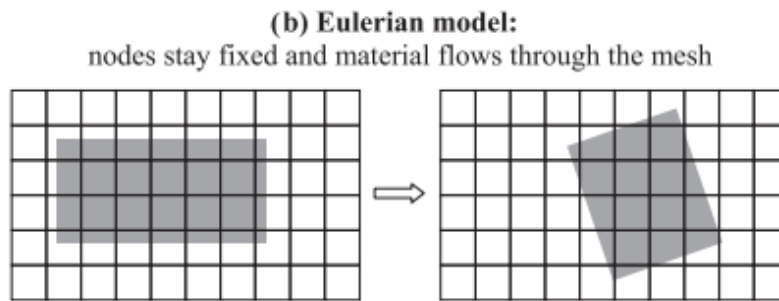


Figura 25: Approccio Euleriano

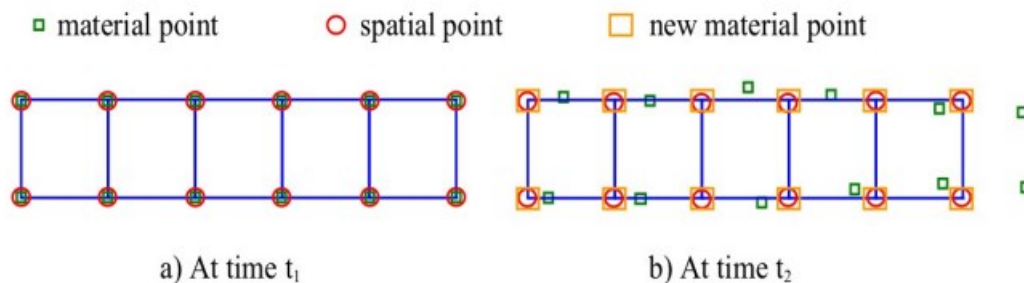


Figura 26: Approccio Euleriano [18]

La formulazione matematica di questo approccio è opposta a quella del metodo Lagrangiano; infatti, se prima il sistema di riferimento adottato era quello del materiale, ora il sistema è quello spaziale/assoluto. Da cui si può scrivere

$$X = \varphi^{-1}(x, t) \quad (4.3)$$

Si intuisce facilmente che questo metodo, per avere una certa accuratezza, richiede una mesh molto fitta e questo inevitabilmente innalza il tempo computazionale richiesto per la risoluzione. Altro aspetto negativo è la difficoltà a tenere traccia del comportamento del materiale. Infatti, avendo un disaccoppiamento tra mesh e struttura, non è semplice il costante spostamento dei tensori delle tensioni e deformazioni, così come non è agevole seguire l'interfaccia di contatto. Dall'altro lato l'impossibilità di avere distorsioni degli elementi porta con sé considerevoli aspetti positivi.

4.3 Metodo ALE

Proprio gli elevati tempi computazionali richiesti hanno portato alla nascita di un metodo derivato da quello Euleriano, ma più efficiente a livello numerico. Il metodo in questione si chiama Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) method. Esso è fondamentalmente un metodo Euleriano, ma con la grossa differenza che la mesh non è fissa nello spazio, ma può muoversi nella direzione in cui si muove il centro di massa del proiettile.

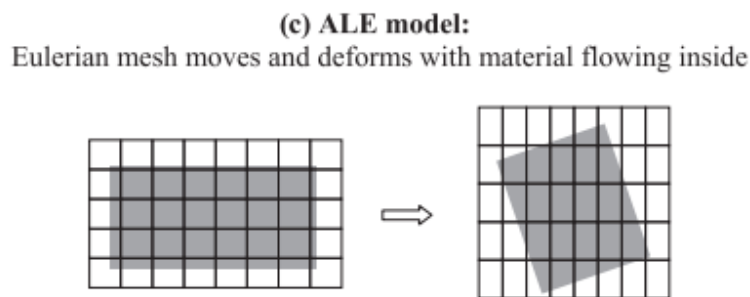


Figura 27: Metodo ALE

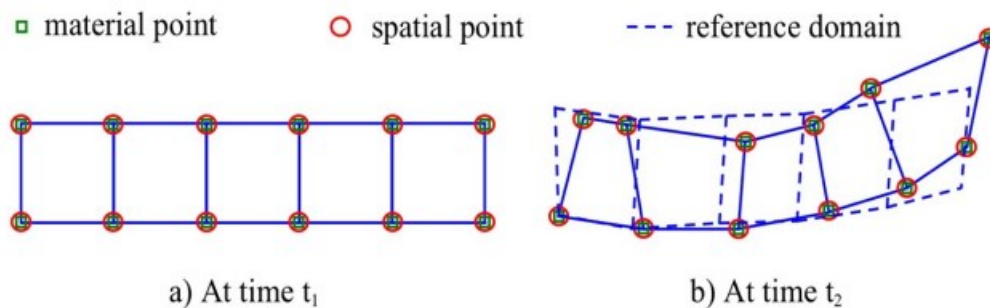


Figura 28: Approccio ALE [18]

In questo modo si è in grado di ridurre di molto il numero di celle vuote della mesh rispetto al metodo Euleriano e, così facendo, si riduce lo sforzo computazionale. La riduzione dei tempi di risoluzione unita alla tipica stabilità di cui gode il metodo Euleriano sono aspetti molto positivi, tutta-

via, questo metodo è molto complesso da utilizzare e gestire a causa di un elevatissimo set di parametri di controllo che devono essere correttamente impostati per ottenere dei risultati accettabili.

4.4 Metodo SPH

Il quarto approccio proposto per la modellazione del volatile è il cosiddetto smoothed particles hydrodynamics (SPH) method. Questo metodo consiste in una tecnica Lagrangiana priva di mesh per modellare il moto fluido transitorio, utilizzando un metodo di interpolazione pseudo-particellare. Metodo inizialmente sviluppato da Monaghan negli anni Settanta del '900, prevede la rappresentazione del fluido come una nuvola di piccole particelle mobile, ciascuna delle quali rappresenta un punto di interpolazione in cui le caratteristiche del fluido sono note. Ad ogni nodo è associata una massa e rappresenta una porzione del volume complessivo. Dal momento che il metodo SPH è privo di mesh, esso non prevede problematiche associate alla distorsione eccessiva degli elementi. Inoltre, dato che non sono richiesti ulteriori elementi per realizzare la mesh vuota attraverso cui si muove il volatile (come nei casi ALE ed Euleriano) si riducono drasticamente i tempi di calcolo.

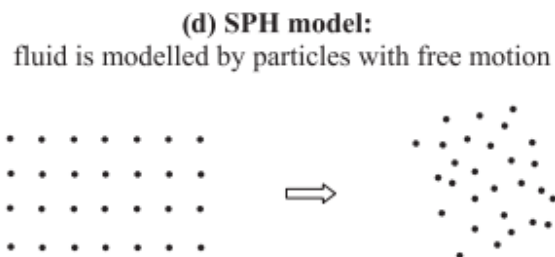


Figura 29: Metodo SPH

Le particelle interagiscono mediante una tecnica di interpolazione, basata sul volume e su una funzione di kernel, che agisce come riportato nella seguente formula

$$f(\mathbf{r}_i) = f_i \approx \sum_j^N \frac{m_j}{\rho_j} f(\mathbf{r}_j) W(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j, h) \quad (4.4)$$

Come si vede il valore della funzione di campo f alla posizione r_i è approssimato come una sommatoria dei valori della funzione f calcolata nei nodi adiacenti j , pesata sulla base del volume che corrisponde a ciascuna particella $\frac{m_j}{\rho_j}$ e dalla funzione di kernel $W(r_i - r_j, h)$.

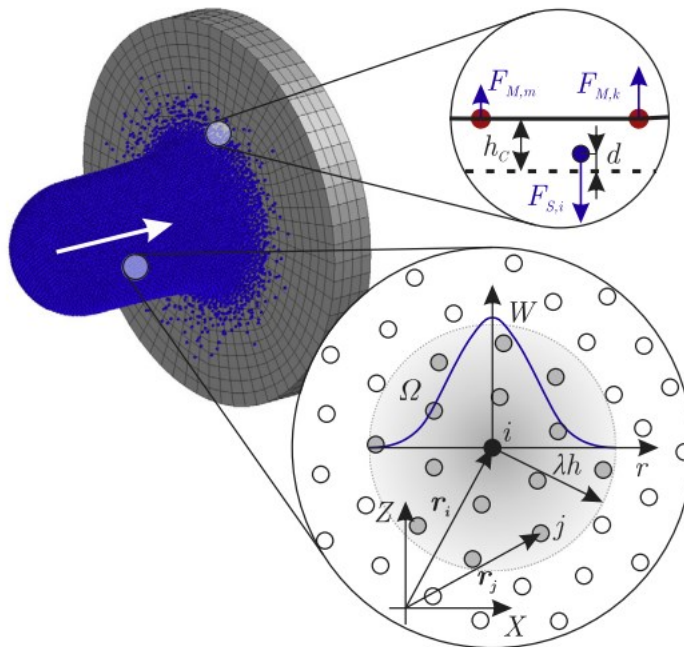


Figura 30: Visualizzazione schematica del metodo SPH [7]

Il comportamento idrodinamico del modello di volatile è descritto dal set di equazioni di Eulero (conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia) a cui si aggiunge una quarta equazione, una EOS (equation of state), per chiudere il sistema di equazioni differenziali.

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \rho_i \sum_j^N \frac{m_j}{\rho_j} (\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_j) \nabla_i W_{ij} , \quad (4.5)$$

$$\frac{d\mathbf{v}_i}{dt} = - \sum_j^N m_j \left(\frac{p_i}{\rho_i^2} + \frac{p_j}{\rho_j^2} + \Pi_{ij} \right) \nabla_i W_{ij} + \mathbf{g}_i , \quad (4.6)$$

$$\frac{du_i}{dt} = \frac{1}{2} \sum_j^N m_j \left(\frac{p_i}{\rho_i^2} + \frac{p_j}{\rho_j^2} + \Pi_{ij} \right) (\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_j) \nabla_i W_{ij} , \quad (4.7)$$

$$p(\rho) = p_0 + B \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right] . \quad (4.8)$$

La quarta equazione sopra riportata è appunto la Tait EOS; tuttavia, esistono molte EOS che possono essere adottate e per esempio nelle simulazioni riportate in seguito in questa tesi si fa uso della EOS di Grüneisen.

4.5 Equazione di stato (EOS)

L'EOS è una relazione tra le variabili di stato di un materiale in una certa condizione fisica. Le tipiche variabili di stato di interesse sono temperatura, pressione, densità/volume ed energia interna. Questo tipo di equazioni sono molto utili per descrivere il comportamento sia dei fluidi sia dei solidi. Tuttavia, se per i gas esiste la famosa EOS dei gas ideali

$$pV = nRT \quad (4.9)$$

Non sono state ancora trovate relazioni analitiche per i liquidi e per i solidi. Tutte le EOS proposte per questi materiali sono di origine semi-

empirica e si basano su dati sperimentali. Nell'ambito della modellazione per il bird strike sono state proposte diverse EOS, di cui si riportano ora le principali.

4.5.1 EOS lineare

La EOS più semplice per modellare il volatile è quella che lega la pressione alla densità secondo una legge lineare:

$$P = K\left(\frac{\rho}{\rho_0} - 1\right) \quad (4.10)$$

In cui P è la pressione attuale del fluido, K il modulo di compressibilità, ρ la densità attuale del materiale e ρ_0 la densità di riferimento del materiale quanto questo non è soggetto ad una pressione.

Un altro tipo di EOS lineare usata per modellare la risposta idrodinamica e che è stata adottata in diversi studi di bird strike è la EOS di Murnaghan:

$$P = P_0 + B\left(\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^\gamma - 1\right) \quad (4.11)$$

In cui P_0 è la pressione di riferimento, mentre B e γ sono delle costanti da determinare sperimentalmente.

4.5.2 EOS Polinomiale

Una delle equazioni di stato più utilizzata nell'ambito della modellazione di un volatile, come se fosse un fluido, è una EOS polinomiale del terzo grado. Questa equazione di stato corrisponde ad una legge di materiale idrodinamico, isotropo e non viscoso:

$$P = c_0 + c_1\mu + c_2\mu^2 + c_3\mu^3 + (c_4 + c_5\mu + c_6\mu^2)E_i \quad (4.12)$$

Con c_0 - c_6 coefficienti del polinomio, E_i energia interna e μ variazione della densità durante l'impatto, ovvero

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (4.13)$$

4.5.3 Mie-Grüneisen EOS

Sviluppata inizialmente da Gustav Mie nel 1903 per solidi ad elevate temperature, ed estesa poi nel 1912 da Eduard Grüneisen per condizioni al di sotto della temperatura di Debye, questa equazione descrive una relazione lineare tra l'onda d'urto e la velocità delle particelle.

La pressione di compressione sul materiale viene definita come

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2}\right) \mu - \frac{a}{2} \mu^2}{\left[1 - (S_1 - 1)\mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2}\right]} + (\gamma_0 + a\mu)E \quad (4.14)$$

Mentre in trazione

$$P = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + a\mu)E \quad (4.15)$$

4.6 Interazione fluido-struttura

Uno degli aspetti più complessi nella modellazione dei problemi di impatto agli elementi finiti è la modellazione tra il proiettile e la struttura impattata. Come abbiamo ampiamente descritto, a causa delle velocità di impatto il volatile può essere modellato come un fluido; dunque, ora il problema diventa la modellazione dell'interazione fluido-struttura.

Una corretta modellazione dell'interazione fluido-struttura è cruciale per cogliere la deformazione e il danno permanente sulla struttura target. In letteratura esistono diversi algoritmi per svolgere questa funzione. Per quanto riguarda gli approcci Lagrangiano e SPH gli algoritmi sono definiti di "contatto" e sono penalty based, ovvero considerano la differenza di proprietà meccaniche tra l'oggetto impattante e struttura target. Nel caso di approccio ALE, gli algoritmi di interazione sono solitamente detti di coupling e anch'essi sono penalty based.

4.6.1 Algoritmi di contatto per l'approccio Lagrangiano

L'interazione tra un modello lagrangiano di uccello e la struttura target è solitamente realizzata tramite un algoritmo di contatto surface-to-surface o node-to-surface. Con questi metodi l'entità della penetrazione tra slave set e master set è determinata da una rigidità di penalizzazione. Questa rigidità di penalizzazione corrisponde ad una ipotetica molla agente tra lo slave ed il master segment, per prevenirne la compenetrazione. Le rigidità di penalizzazione di slave e master sono legate tra loro dalla seguente relazione

$$K_{slave} * PS_{slave} = K_{master} * PS_{master} \quad (4.16)$$

In cui K_{slave} e K_{master} sono i moduli di compressibilità di slave e master, mentre PS_{slave} e PS_{master} sono le rigidità di penalizzazione di slave e master. Una minore rigidità di penalizzazione solitamente comporta una eccessiva penetrazione dello slave segment nel master segment ed una successiva eliminazione del contatto. Da questo si capisce come una rigidità di penalizzazione elevata sia solitamente ritenuta una cosa positiva, tuttavia, se questa assume dei valori eccessivamente alti può portare ad un mal condizionamento della matrice di rigidità, che può portare ad errori numerici.

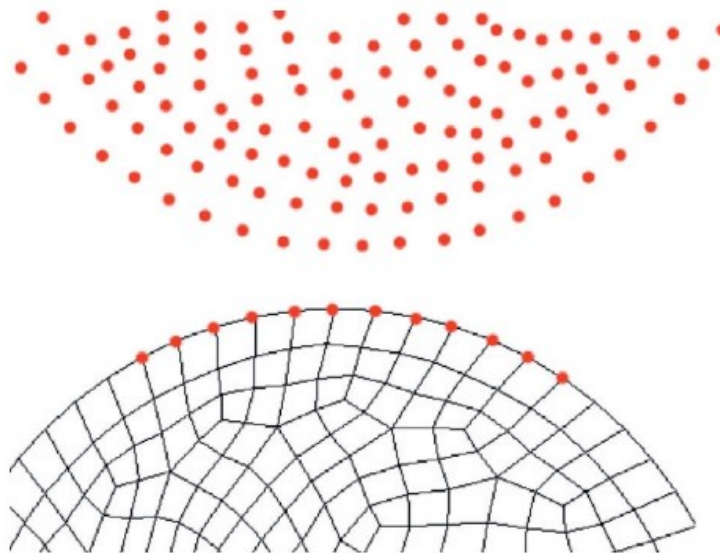


Figura 31: schematizzazione dell'algoritmo di contatto node-to-surface [1]

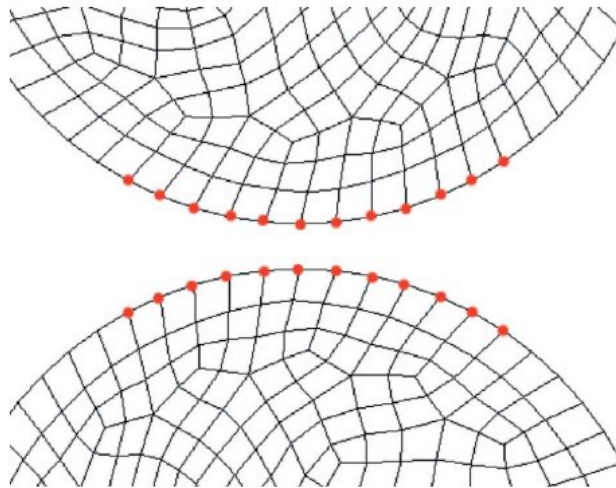


Figura 32: schematizzazione dell'algoritmo di contatto surface-to-surface [1]

4.6.2 Algoritmi di contatto per l'approccio SPH

Per la modellazione di volatili con approccio SPH ci sono due tipologie principali di contatti disponibili: particle-to-surface e particle-to-particle.

Nel contatto particle-to-particle l'algoritmo controlla la distanza tra ogni coppia di particelle adiacenti, in modo da evitare compenetrazione di particelle vicine. In questo metodo, anch'esso penalty based, una volta che viene controllata la distanza tra ogni coppia di particelle viene applicata una forza di contatto lungo la linea congiungente le due particelle.

Nell'algoritmo di contatto particle-to-surface invece, ad ogni time step viene controllata la distanza tra tutte le particelle SPH e la struttura target. Se la distanza tra una particella e la superficie è minore di $0.5h$, il contatto è considerato avvenuto e viene applicata una forza lungo la congiungente tra particella e superficie target.

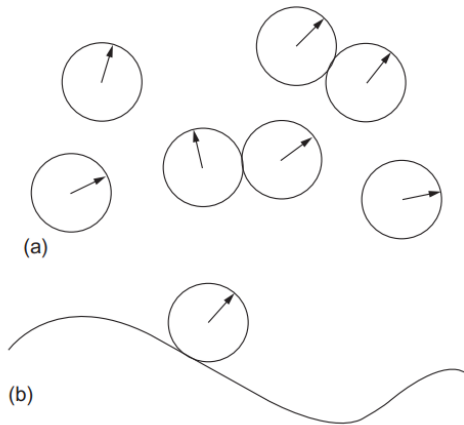


Figura 33: schematizzazione dell'algoritmo di contatto particle-to-particle [1]

4.7 Controllo dell'hourglass

I modi di hourglass sono dei cambi di forma degli elementi a cui non corrisponde un'energia di deformazione, quindi sono non fisici. I modi di hourglass si verificano solamente negli elementi sotto-integrati (con un singolo punto di integrazione) di tipo solido, shell e thick shell. Questi modi sono detti di hourglass poiché la forma che assumono gli elementi shell 2D che sono soggetti a questo problema ricorda quella di una clessidra.

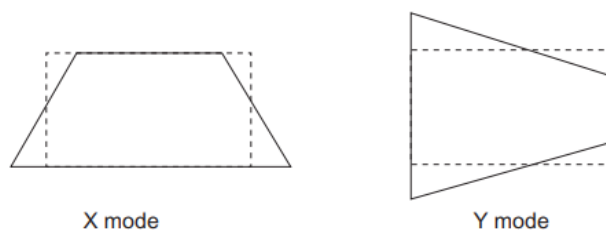


Figura 34: Esempi di modi di hourglass

Come detto prima, questo tipo di modi non vede nessuna deformazione e tensione indotta sull'elemento; tuttavia, all'atto pratico una quantità di energia viene spesa per indurre la distorsione dell'elemento e questo determina un problema energetico.

Si capisce che si vorrebbe evitare la presenza di questi problemi; per fare ciò si potrebbe passare ad elementi con almeno due punti di integrazione, oppure utilizzare elementi con un singolo punto di integrazione a cui accoppiamo uno smorzamento viscoso o una piccola rigidità elastica. Quest'ultima operazione si può eseguire, per esempio, attivando il bulk viscosity control su LS-Dyna. Molto importante però avere chiari gli aspetti negativi di questa procedura, in particolare potrebbe minare la stabilità globale della simulazione e incrementare molteplici volte i tempi di risoluzione.

Capitolo 5:

Materiali compositi: caratteristiche e applicazioni nel mondo aeronautico

I materiali compositi rappresentano una innovativa famiglia di materiali molto estesa e varia; questi materiali presentano delle combinazioni di proprietà inedite e non rintracciabili nei materiali tradizionali e li rendono particolarmente adatti ad applicazioni speciali e alto prestazionali.

Il concetto fondamentale alla base dei materiali compositi è la combinazione di due o più materiali, legati a livello microscopico, con proprietà anche molto differenti tra di loro o addirittura opposte con l'obiettivo di dare vita ad una sinergia, ovvero la generazione di un materiale risultante che sia una combinazione efficace delle migliori proprietà di ciascuno dei costituenti.

È in questo modo, per esempio, che si possono creare materiali che sono rigidi e resistenti, ma che al contempo presentano una bassa densità e dunque sono leggeri. Tra i materiali tradizionali usati in applicazioni meccaniche non troviamo una tale combinazione; dunque, materiali compositi che soddisfano questi requisiti, come per esempio lamine di carbonio e matrice epossidica, risultano particolarmente adatte ad applicazioni aeronautiche, nei veicoli ad elevate prestazioni e in apparecchiature sportive di alto livello.

I migliori materiali compositi sono probabilmente quelli realizzati tramite la sinergia tra sottili fibre, per lo più di materiali ceramici, e una matrice polimerica. Le fibre presentano elevatissimi valori di resistenza e rigidez-

za, mentre la funzione della matrice è quella di proteggere le fibre e trasferire il carico tra una fibra e l'altra.

Una delle caratteristiche in assoluto più interessanti dei materiali compositi è la possibilità che offrono di disporre il materiale che serve nelle zone in cui serve. Questo è un vantaggio enorme rispetto ai materiali tradizionali e consente di eseguire una vera e propria progettazione del materiale in funzione della struttura e delle sollecitazioni a cui essa è sottoposta.

Se si pensa infatti alla progettazione di un tirante, ovvero un componente meccanico prevalentemente monodimensionale e soggetto a trazione, in materiale composito, risulta molto conveniente disporre le fibre orientate esattamente nella direzione del carico agente: in questo modo è possibile massimizzare la risposta del componente alla sollecitazione specifica.

L'anisotropia intrinseca di questi materiali ne rende sicuramente più complessa la trattazione analitica e l'esecuzione di calcoli strutturali, ma rappresenta anche un grosso vantaggio se sfruttata opportunamente; disponendo le fibre nelle direzioni di carico preferenziali si riesce ad ottimizzare la quantità di materiale da utilizzare e quindi a progettare componenti ugualmente rigidi e resistenti di quelli realizzati con materiali tradizionali, ma più leggeri.

I principali costituenti di un materiale composito sono:

- **Matrice:** costituente continuo, anche se non necessariamente maggioritario in termini percentuali; come descritto precedentemente il suo ruolo è di protezione del rinforzo assicurando un corretto trasferimento di carico
- **Rinforzo:** è il costituente che migliora le caratteristiche della matrice. Spesso nei compositi ad elevate prestazioni si tratta di rinforzi fibrosi, ma sono possibili anche rinforzi di tipo particellare

- Fase di interfaccia: è la zona di contatto tra fibra e matrice e rappresenta la sede di legami chimico-fisici che garantiscono il trasferimento di carico tra matrice e rinforzo. Proprio per questo vengono studiate attentamente le interfacce e la compatibilità dei vari tipi di rinforzo e matrice utilizzati.

I principali tipi di fibre che si possono trovare in commercio sono:

- Fibre di vetro: sono le fibre più economiche presenti sul mercato nonché le fibre più diffuse in applicazioni industriali a costo modesto o contenuto. Dispongono comunque di discrete proprietà meccaniche, in particolare elevata rigidità

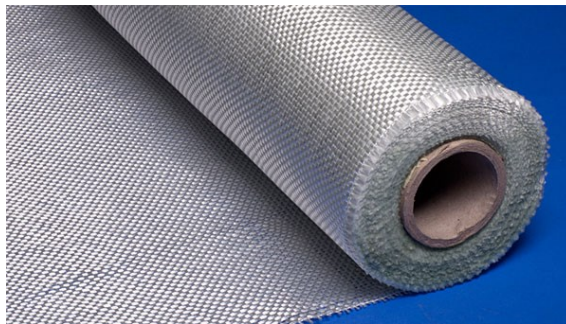


Figura 35: Fibra di vetro

- Fibre di carbonio: alcune sigle famose sono T300, T800, M46J, IM-7 ecc. Sono fibre di altissimo livello e costo e vengono impiegate nelle applicazioni industriali nei contesti più provanti. Sono fibre con elevatissimi valori di resistenza a rottura e modulo elastico

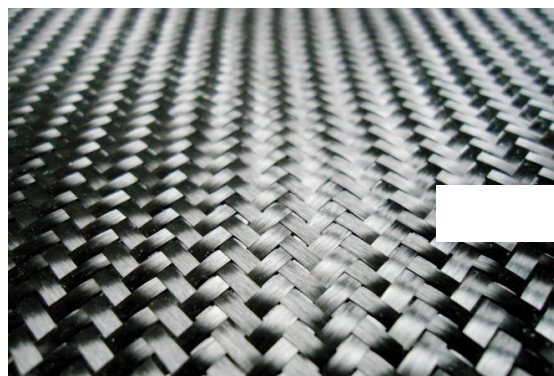


Figura 36: Fibra di carbonio

- Fibre aramidiche: un esempio classico è il Kevlar; questo tipo di fibre combina una bassa densità con una elevata resistenza agli urti e a fatica



Figura 35: Fibra di Kevlar

Per quanto riguarda le matrici, oltre alle funzioni già citate di protezione e trasferimento di carico, una buona matrice deve garantire buona adesione, alta resistenza ambientale e buone proprietà meccaniche, in particolare buona duttilità. Nella maggioranza dei compositi ad elevate prestazioni le matrici sono polimeriche; queste si dividono in termoindurenti (epossidiche, fenoliche, poliesteri ecc.) e in termoplastiche (poliammidiche, PEEK, nylon, polipropilene ecc.).

Tipicamente i materiali si presentano sotto forma di laminati, ovvero sovrapposizione di sottili lamine, ciascuna costituita dall'unione di fibra e matrice. In generale le orientazioni delle fibre possono variare da lamina a lamina.

5.1. Comportamento elastico della lamina

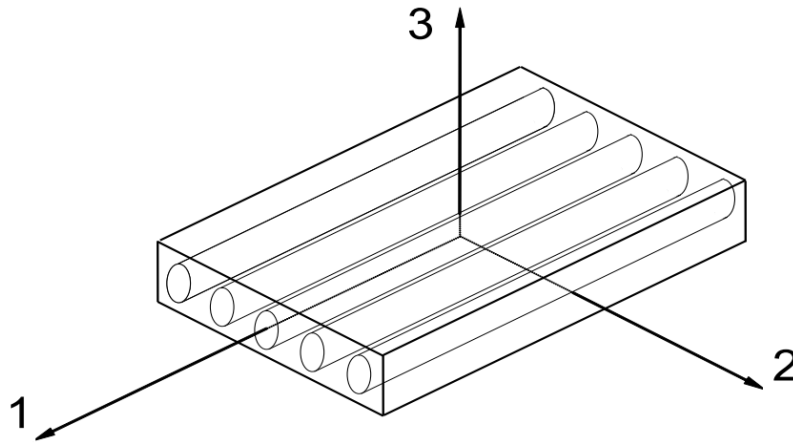


Figura 36: Sistema di riferimento della lamina [16]

Una lamina in materiale composito è assimilabile ad una piastra ortotropa in uno stato piano di tensione e la relazione matriciale tra deformazioni e tensioni nel sistema di riferimento di materiale può essere descritta come segue:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = [S] * \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Con

$$[S] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

In cui, come evidenziato, sono presenti quattro incognite. Le incognite sono quattro e non cinque poiché, data la simmetria della matrice, si ricava la relazione:

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (5.3)$$

5.1.1. Stima di E_1

Inizia ora una serie di derivazioni analitiche per determinare le proprietà elastiche di una lamina. Le ipotesi che accompagnano tutte le seguenti derivazioni sono:

- Fibre continue, omogenee, isotrope e linearmente elastiche
- Matrice omogenea, isotropa e linearmente elastica
- Fibre perfettamente allineate con la direzione 1 di materiale e distribuite in modo regolare
- Perfetta adesione tra fibra e matrice ($\varepsilon_1 = \varepsilon_f = \varepsilon_m$)
- Lamina omogenea, ortotropa e linearmente elastica

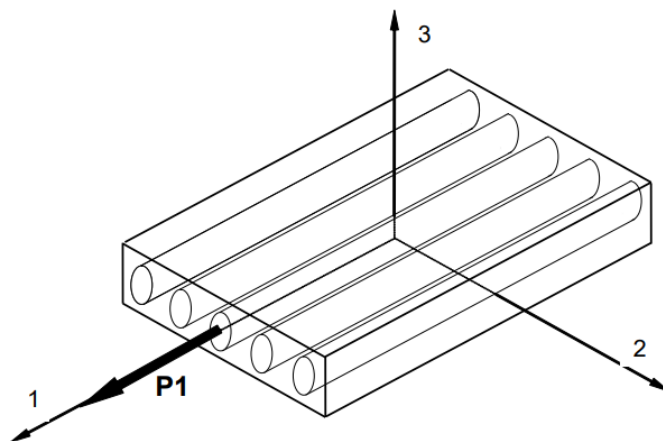


Figura 37: Carico esterno applicato nella direzione delle fibre [16]

Per la stima del modulo elastico in direzione 1 supponiamo di applicare un carico P_1 e sia dunque

$$P_1 = \sigma_1 * A \quad (5.4)$$

Per la modalità con cui viene sollecitata la lamina, fibre e matrice si comportano come molle in parallelo. Una parte del carico grava quindi sulle fibre e una parte sulla matrice

$$P_1 = \sigma_1 * A = P_f + P_m = \sigma_f * A_f + \sigma_m * A_m \quad (5.5)$$

Se si dividono entrambi i membri per l'area totale A si ottiene la relazione

$$\sigma_1 = \sigma_f * V_f + \sigma_m * V_m \quad (5.6)$$

Dividendo ambo i membri per ε_1 , introducendo l'ipotesi di perfetta adesione, e ricordando che $V_m = 1 - V_f$, si ottiene la formulazione finale nota come regola delle mescolanze

$$E_1 = E_f * V_f + E_m * (1 - V_f) \quad (5.7)$$

5.1.2. Stima di E_2

Per la stima del modulo elastico in direzione 2 si applica un carico P_2 come in figura e si adotta l'approccio di Reuss.

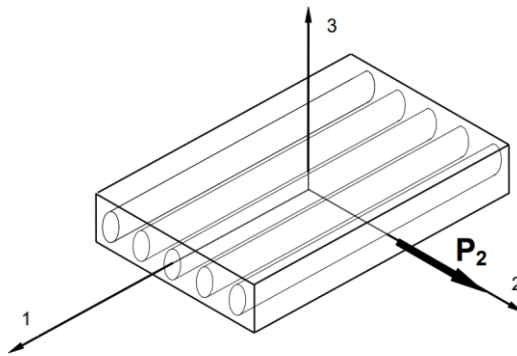


Figura 38: Carico esterno applicato nelle direzione ortogonale alle fibre [16]

Fondamentalmente con questo approccio si approssima il comportamento della lamina ad una serie di molle, rappresentate da fibre e matrice.

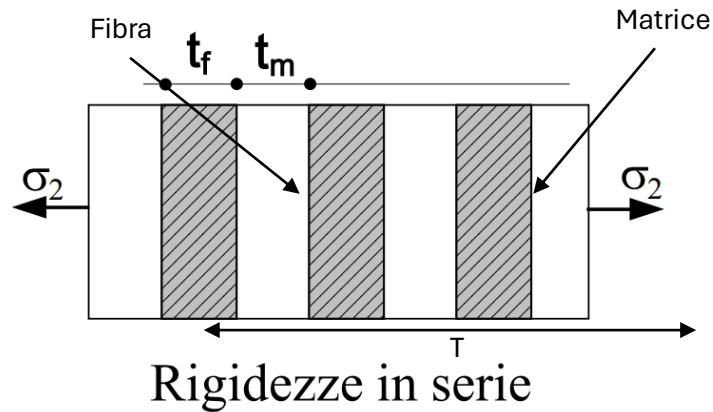


Figura 39: Schematizzazione di fibre e matrice viste come rigidezze in serie [16]

In base a questo schema possiamo affermare che

$$T_f = \sum t_{f_i} \quad (5.8)$$

$$T_m = \sum t_{m_i} \quad (5.9)$$

Possiamo scrivere le relazioni di congruenza ed equilibrio per la situazione appena descritta:

Congruenza: $\delta_2 = \delta_f + \delta_m \quad (5.10)$

Equilibrio: $\sigma_2 = \sigma_f = \sigma_m \quad (5.11)$

Partendo dall'equazione di congruenza ed applicando la definizione di deformazione si ottiene:

$$\varepsilon_2 W = \varepsilon_f W_f + \varepsilon_m W_m \quad (5.12)$$

Da cui dividendo per W si ricava

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m (1 - V_f) \quad (5.13)$$

Dividendo ora ambo i membri per σ_2 e ricordando la relazione di equilibrio si ottiene

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{1 - V_f}{E_m} \quad (5.14)$$

$$E_2 = \frac{E_m}{\frac{E_m}{E_f} V_f + 1 - V_f} \cong \frac{E_m}{1 - V_f} \quad (5.15)$$

5.2. Studio della lamina off-axis

Per lamina off-axis si intende una lamina in cui il sistema di riferimento locale di materiale è ruotato di un certo angolo rispetto al sistema di riferimento assoluto, come rappresentato in figura:

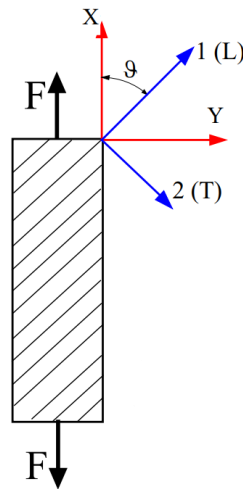


Figura 40: Lamina off-axis [16]

Quando il carico esterno agisce in una direzione che coincide con la direzione 1 di materiale si parla di lamina in-axis ed essa si comporta come una lamina ortotropa. Quando invece la direzione 1 di materiale è ruotata rispetto alla retta di azione del carico siamo in presenza di una lamina off-axis, di cui si vuole di seguito riportare una trattazione per calcolarne il comportamento meccanico.

Innanzitutto, è possibile evidenziare che le deformazioni e le tensioni nel sistema di riferimento di materiale possono essere legate a quelle nel sistema di riferimento assoluto mediante una matrice di rotazione $[T]$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_{12} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{1}{2}\gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.16)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (5.17)$$

Con la matrice $[T]$ che è una matrice 3x3 che si può scrivere come

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \vartheta & \sin^2 \vartheta & 2 \sin \vartheta \cos \vartheta \\ \sin^2 \vartheta & \cos^2 \vartheta & -2 \sin \vartheta \cos \vartheta \\ -\sin \vartheta \cos \vartheta & \sin \vartheta \cos \vartheta & \cos^2 \vartheta - \sin^2 \vartheta \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

Un dettaglio da notare è che sono state usate le deformazioni tensoriali e non ingegneristiche, questo perché per queste ultime non vale la rotazione del sistema di riferimento mediante la matrice $[T]$. Il passaggio dalla formulazione ingegneristica a quella tensoriale della deformazione avviene attraverso una semplice matrice diagonale $[R]$

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (5.19)$$

Tale che

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = [R] \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (5.20)$$

La stessa relazione la si può applicare alle deformazioni nel sistema di riferimento assoluto

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = [R] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{1}{2}\gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.21)$$

Si parta ora dalla relazione tensioni-deformazioni nel sistema di riferimento di materiale, che è la seguente:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (5.22)$$

Pre-moltiplicando per $[T]^{-1}$ si ricava

$$[T]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T]^{-1}[Q] \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (5.23)$$

Si introduce ora la matrice $[R]$

$$[T]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R] \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (5.24)$$

Ricordando poi l'uso della matrice $[T]$ si ottiene

$$[T]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{1}{2}\gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.25)$$

Introducendo $[R]^{-1}$

$$[T]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T] [R]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.26)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T] [R]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.27)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.28)$$

In cui $[\bar{Q}]$ è la matrice di rigidità della lamina nel sistema di riferimento di struttura

Essendo la matrice $[\bar{Q}]$ una matrice piena, in linea generale, si può affermare che anche la matrice inversa $[\bar{S}]$ sarà una matrice piena, salvo casi particolari. Possiamo quindi scrivere la seguente relazione

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{13} \\ \bar{S}_{21} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{23} \\ \bar{S}_{31} & \bar{S}_{32} & \bar{S}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.29)$$

Il fatto che la matrice $[\bar{S}]$ abbia gli elementi extra diagonali non nulli implica che ci sia coupling trazione-taglio. Ovvero se applichiamo una sollecitazione tale per cui l'unica componente di tensione nel sistema di riferimento di struttura è σ_x , allora esisteranno tutte e tre le componenti di deformazione non nulle, in particolare anche la deformazione angolare γ_{xy} .

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{13} \\ \bar{S}_{21} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{23} \\ \bar{S}_{31} & \bar{S}_{32} & \bar{S}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5.30)$$

$\neq 0$

A partire dalla equazione matriciale per una lamina ortotropa scritta inizialmente, siamo in grado di legare le grandezze elastiche nel sistema di riferimento di struttura ai termini della matrice $[\bar{S}]$, in particolare

$$E_x = \frac{1}{\bar{S}_{11}} = f(\theta, E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}) \quad (5.31)$$

$$E_y = \frac{1}{\bar{S}_{22}} = f(\theta, E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}) \quad (5.32)$$

$$\nu_{xy} = -\bar{S}_{12} * E_x = f(\theta, E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}) \quad (5.33)$$

$$G_{xy} = \frac{1}{\bar{S}_{66}} = f(\theta, E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}) \quad (5.34)$$

Come si evince dalle formule appena riportate, le proprietà elastiche della lamina nel sistema di riferimento di struttura possono essere definite apparenti; infatti, non solo dipendono dalle proprietà elastiche del materiale, ma anche dall'angolo di off-axis θ . Un grafico molto interessante per sensibilizzare sulla dipendenza delle proprietà elastiche dall'angolo di off-axis è il seguente

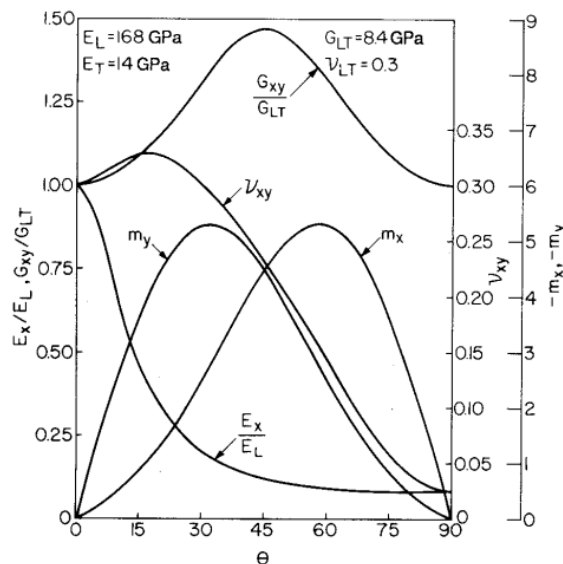


Grafico 1: Andamento delle proprietà elastiche apparenti [16]

Dall'analisi attenta del grafico riportato si possono trarre alcune conclusioni: se per esempio si osserva l'andamento del rapporto $\frac{E_x}{E_L}$ si osserva che

già per angoli di off-axis di circa 15° tale rapporto si aggira intorno allo 0.5. Questo significa che, se le fibre formano un angolo di 15° con la direzione del carico, il modulo elastico della lamina nella direzione del carico è il 50% del modulo elastico in direzione 1.

Questo enorme decadimento delle prestazioni, alla luce di un angolo di off-axis comunque relativamente contenuto, sottolinea una criticità dei materiali compositi: per sfruttare al meglio questi materiali bisogna conoscere con estrema precisione le direzioni principali di tensione sul componente e si deve andare a disporre con estrema precisione il materiale durante il manufacturing per seguire quanto progettato.

Proprio la fase di manufacturing, come si vedrà in dettaglio, rappresenta una fase molto critica poiché è una operazione per larga parte manuale, con tutti gli errori e problematiche associati a questo aspetto.

5.3. Criteri di cedimento per la lamina ortotropa

Il principale compito di un criterio di resistenza è quello di confrontare un generico stato di tensione, complesso, multi-assiale applicato ad un componente con le caratteristiche di resistenza del materiale di cui è realizzato il componente. L'utilità è quella di confrontare una configurazione di carico generica e complessa quando si vuole con le caratteristiche di resistenza del materiale, che sono ricavabili da semplici prove mono-assiali.

Nel caso dei materiali compositi la complessità nel formulare criteri di resistenza efficaci dipende principalmente da tre fattori:

- Presenza di molteplici meccanismi di danneggiamento

- Applicando carico esterno mono-assiale ad una lamina off-axis si ottiene uno stato di tensione multi-assiale nel sistema di riferimento di materiale
- Solitamente le resistenze a trazione e a compressione sono molto differenti tra loro

I criteri di cedimento più diffusi in letteratura sono:

- Criterio della massima tensione
- Criterio del massimo lavoro (o criterio di Tsai-Hill)

5.3.1. Criterio della massima tensione

Primo criterio che solitamente viene introdotto, nonché il più semplice, il criterio della massima tensione prevede che la lamina sia in condizioni di sicurezza fintantoché nessuna delle tensioni principali supera il corrispondente valore della tensione di rottura:

$$\begin{aligned}
 -\sigma_{LU}^- &< \sigma_1 < \sigma_{LU}^+ \\
 -\sigma_{TU}^- &< \sigma_2 < \sigma_{TU}^+ \\
 |\tau_{12}| &< \tau_{LTU}
 \end{aligned}
 \tag{5.35}$$

Come si evince il criterio non è in grado di descrivere l'interazione delle varie componenti di tensione e fondamentalmente si comporta come un insieme di cinque sotto criteri più che come un unico criterio di cedimento, e questo è un grosso limite.

Si prenda come esempio la classica lamina ortotropa off-axis soggetta alla sola tensione σ_x . Innanzitutto, si vuole trasformare lo stato di tensione nel sistema di riferimento di materiale:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5.36)$$

Esplicitando si ottiene

$$\sigma_1 = \sigma_x \cos^2 \vartheta \quad (5.37)$$

$$\sigma_2 = \sigma_x \sin^2 \vartheta \quad (5.38)$$

$$\tau_{12} = -\sigma_x \cos \vartheta \sin \vartheta \quad (5.39)$$

Nel caso in cui $\sigma_1 > 0$ e $\sigma_2 > 0$ ed esplicitando in σ_x si ricava

$$\sigma_x \leq \frac{\sigma_{LU}^+}{\cos^2 \vartheta} \quad (5.40)$$

$$\sigma_x \leq \frac{\sigma_{TU}^+}{\sin^2 \vartheta} \quad (5.41)$$

$$|-\sigma_x| \leq \frac{\tau_{LTU}}{\sin \vartheta \cos \vartheta} \quad (5.42)$$

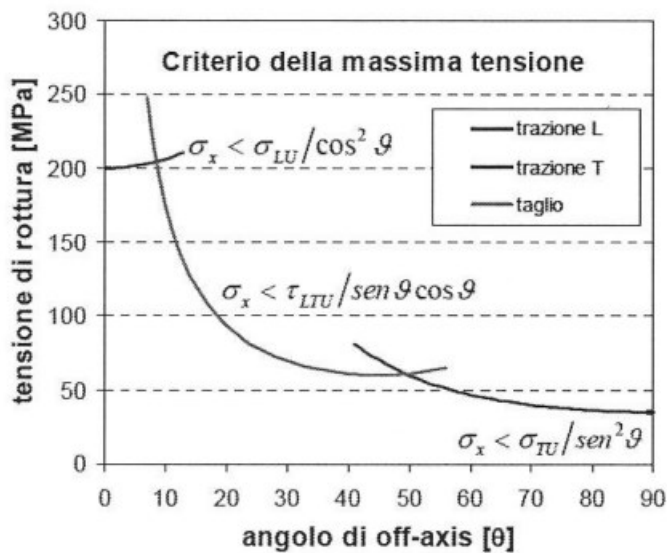


Grafico 2: Criterio di resistenza della massima tensione [16]

Analizzando in dettaglio il grafico qui riportato si possono evidenziare alcune criticità del criterio di resistenza appena introdotto:

- Per piccoli angoli di off-axis sembra che la tensione di rottura cresca all'aumentare dell'angolo di off-axis. Questo è chiaramente scorretto dato che si massimizza la risposta della lamina solamente quando il carico è allineato alle fibre
- Nei punti di incontro delle tre curve si formano delle cuspidi: questo sicuramente è un aspetto che non trova riscontro nella realtà dato che i fenomeni reali non presentano mai discontinuità, cuspidi o punti angolosi

5.3.2. Criterio del massimo lavoro (o criterio di Tsai-Hill)

Il secondo criterio più diffuso e adottato è il criterio del massimo lavoro. Questo è un criterio energetico definito da Tsai come estensione ai laminati in materiale composito del criterio di snervamento sviluppato da Hill per materiali anisotropi omogenei.

Il criterio di Tsai-Hill prevede che la lamina in stato piano di tensione raggiunga la condizione di cedimento quando non viene rispettata la condizione

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{LU}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{LU}}\right)\left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{LU}}\right) + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{TU}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{LTU}}\right)^2 \leq 1 \quad (5.43)$$

Da notare che non le tensioni limite al denominatore saranno quelle relative al caso di trazione se le rispettive grandezze al numeratore sono positive, viceversa se sono negative al denominatore si inseriscono le corrispondenti grandezze limite nel caso di compressione.

Molteplici dati sperimentali sono presenti in letteratura e confermano la bontà di questo criterio, che oltre a seguire bene i dati sperimentali risolve i due grossi problemi che prima sono stati individuati per il criterio della massima tensione.

5.4. Teoria classica della laminazione

La sovrapposizione di due o più lamine perfettamente aderenti tra di loro prende il nome di laminato. Nei laminati risulta fondamentale la sequenza di sovrapposizione delle lamine (ovvero il lay-up) e l'orientazione di ciascuna lamina ai fini di determinare le caratteristiche meccaniche del laminato. Per eseguire i calcoli sulle proprietà meccaniche dei laminati sono state sviluppate alcune teorie specifiche; la più famosa, diffusa ed affidabile è la teoria classica della laminazione (CLT).

La teoria classica della laminazione si basa su una serie di assunzioni e approssimazioni fondamentali che si riportano di seguito.

1. Materiale lineare elastico
2. Materiale omogeneo e ortotropo per ciascuna lamina
3. Perfetta adesione tra le lamine
4. Spessore t del laminato piccolo rispetto alle altre due dimensioni
5. Spostamenti piccoli rispetto allo spessore del laminato
6. Stato di tensione piano per ciascuna lamina
7. Deformazione ε_z trascurabile
8. Gli spostamenti nelle direzioni x e y sono funzioni lineari dello spostamento lungo l'asse z , ortogonale al piano del laminato
9. Scorrimenti angolari γ_{xz} e γ_{yz} trascurabili
10. Taglio inter-laminare trascurabile

Come si intuisce le ipotesi su cui si basa la teoria sono molteplici e alcune molto semplificative, in particolare l'ipotesi di assenza di taglio interlaminare risulta estremamente poco aderente alla realtà. Infatti, una delle modalità principali di cedimento dei laminati è la delaminazione, che viste le ipotesi non viene considerata nella teoria classica della laminazione.

L'intera trattazione analitica non viene qui riportata, ma è consultabile in [15]. Tuttavia, si riporta la formulazione finale in forma matriciale per sviluppare alcuni ragionamenti:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & | & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & | & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & | & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ \hline B_{11} & B_{12} & B_{16} & | & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & | & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & | & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5.44)$$

Come si vede la CLT non fornisce una relazione tra tensioni e deformazioni, ma bensì tra sollecitazioni esterne e deformazioni e curvature del piano medio. La ragione di questo va ricercata nell'andamento lungo lo spessore del laminato delle tensioni. Per via della perfetta adesione tra lamine le deformazioni variano in maniera continua lungo lo spessore del laminato, senza discontinuità nel passaggio da una lamina all'altra. Se invece consideriamo le tensioni queste sono legate alle deformazioni attraverso il modulo elastico. Poiché lamine diverse possono essere realizzate con materiali diversi o possono avere orientazioni diverse, le proprietà elastiche apparenti variano da lamina a lamina. Questo inevitabilmente comporta una variazione non continua delle tensioni lungo lo spessore del laminato, con

discontinuità in corrispondenza del passaggio da una lamina all'altra. Proprio per questa ragione non avrebbe senso legare tensioni esterne applicate, che poi differirebbero da lamina a lamina, a deformazioni, ma si preferisce legare i carichi esterni alle deformazioni e curvature del piano medio.

Risulta infine interessante notare che, se gli elementi della matrice $[B]$ sono diversi da zero, è presente un accoppiamento tra componenti membranali e componenti flessionali. La conseguenza è che anche applicando solamente sollecitazioni membranali si possono indurre curvature nel laminato, tipicamente definite warping. Inoltre, se gli elementi A_{16} e A_{26} della matrice $[A]$ sono diversi da zero allora è presente un accoppiamento trazione-taglio. Dato che entrambi questi accoppiamenti sono indesiderati, sarebbe opportuno capire se esistono alcune configurazioni di laminato che li evitano o comunque limitano.

5.5. Impiego dei materiali compositi in aeronautica

Tra i settori industriali in cui l'uso dei materiali compositi si è maggiormente diffuso, sicuramente uno dei più importanti è quello aeronautico. I costruttori di aeromobili, negli ultimi anni, sono stati particolarmente attratti dalle potenzialità di questi materiali che, data l'eccezionale combinazione di rigidità e leggerezza, consentono di realizzare velivoli più leggeri, con conseguente prospettiva di riduzione dei consumi di carburante. Questo aspetto di riduzione dei consumi è particolarmente apprezzato sia per una riduzione dei costi, sia per un minore impatto ambientale dei voli.

Oltre agli aspetti di rigidità e leggerezza, altri punti di vantaggio di questi materiali in applicazioni aeronautiche sono:

- Elevata stabilità termica: a fronte degli elevati sbalzi di temperatura a cui sono soggetti gli aeromobili tra la fase di decollo e la fase di volo in quota, i problemi legati alle dilatazioni e compressioni dei componenti sono decisamente importanti. L'elevata stabilità termica dei materiali compositi limita fortemente questi rischi e rappresenta un grosso vantaggio rispetto ai materiali tradizionali
- Elevata resistenza agli urti: tematiche come il bird strike o in generale problemi d'impatto su strutture aeronautiche richiedono materiali in grado di rispondere a questo tipo di sollecitazioni. I materiali compositi, e in particolare quelli aramidici come il Kevlar, sono estremamente adatti a questo scopo
- Resistenza alla corrosione: un grosso vantaggio di questi materiali, rispetto ai materiali tradizionali, è l'elevata resistenza alla corrosione. Per mezzi di trasporto come gli aeromobili questo aspetto non è di certo secondario se si pensa alle condizioni climatiche a cui sono sottoposti. Questa caratteristica porta con sé il vantaggio di ridurre la manutenzione e sostituzione di componenti necessaria, allungando la durabilità dei componenti
- Resistenza a fatica: altro grande punto a favore dei compositi è la grande resistenza a fatica che, nel caso in cui le fibre siano disposte prevalentemente allineate al carico e il ciclo di carico non preveda compressione, si traduce in una quasi totale insensibilità alla fatica. Anche questo aspetto, come il punto precedente, favorisce un'elevata durata di utilizzo dei componenti

Nella selezione dei materiali compositi come soluzione sostitutiva rispetto ai materiali tradizionali si possono adottare alcune tecniche di selezione

dei materiali basate su indici di prestazione. Un indice di prestazione è una formula che combina due o più grandezze del materiale e che consente dei confronti immediati tra materiali diversi, analizzando specifiche prestazioni di interesse.

Per quanto riguarda il caso in esame, tenuto conto che le zone dell'aereo maggiormente impattate sono riconducibili a componenti in cui due dimensioni sono sensibilmente maggiori della terza (pannelli) è di sicuro interesse analizzare la prestazione dei diversi materiali nel realizzare pannelli piani rigidi e leggeri.

Per cui l'indice di prestazione per questa specifica condizione è dimostrabile essere:

$$I = \frac{E^{1/3}}{\rho} \quad (5.45)$$

Un secondo indice di prestazione interessante da prendere in considerazione è quello che esprime la capacità dei diversi materiali a realizzare pannelli piano resistenti e leggeri, ovvero legando la resistenza dei materiali e la densità a formare un indice di prestazione. Tale indice assume la seguente forma:

$$I = \frac{\sigma^{1/2}}{\rho} \quad (5.46)$$

A questo punto, essendo interesse progettuale la realizzazione di pannelli rigidi, resistenti e leggeri, vanno combinati questi due indici in un grafico, riportando i valori di diversi materiali e confrontandoli per eseguire una selezione consapevole.

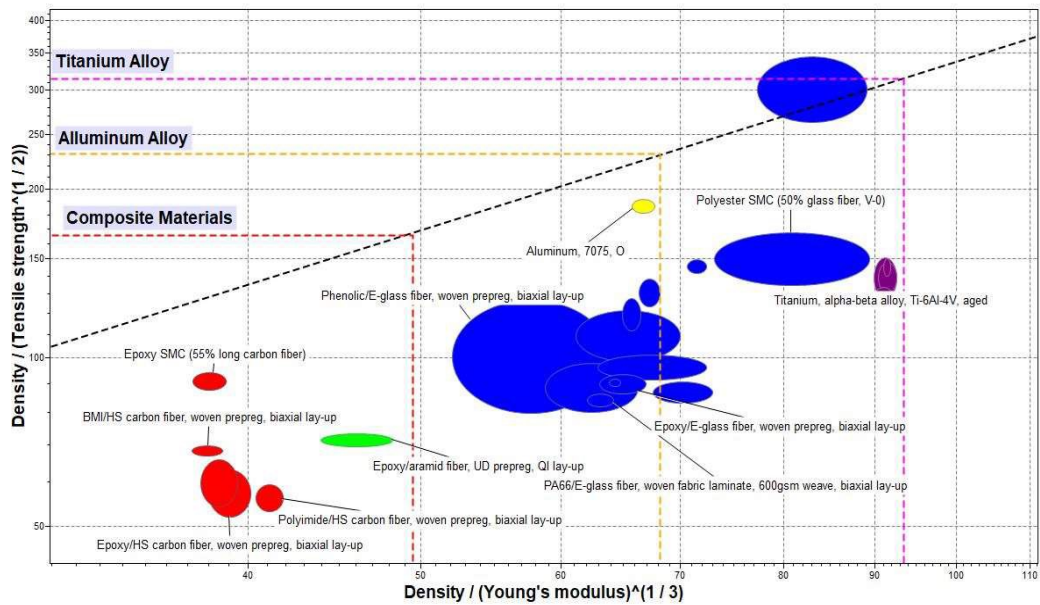


Figura 41: Grafico in cui i materiali che hanno elevate prestazioni come pannelli rigidi, resistenti e leggeri sono in basso a sinistra. A dominare come si vede sono i materiali compositi

Come si vede gli indici riportati sugli assi sono i reciproci di quelli prima citati, per cui a bassi valori di ascissa e ordinata corrispondono materiali dalle elevate prestazioni richieste. Come è possibile notare i materiali che meglio rispondono al requisito di realizzazione di pannelli rigidi, resistenti e leggeri sono proprio i materiali compositi, con una predisposizione per compositi con matrice epossidica e fibra di carbonio.

Da questa semplice, ma efficace, analisi si evidenzia la superiorità dei materiali compositi in termini prestazionali rispetto ai materiali tradizionali, a cui si aggiungono i vantaggi ulteriori prima citati.

L'insieme di queste caratteristiche ha portato l'industria aeronautica a farne un uso via via sempre più rilevante in termini percentuali, sia negli aerei di linea sia nei velivoli militari o per applicazioni speciali.

In particolare, se si considera Airbus, una delle aziende costruttrici di aerei più importanti al mondo, e si considera uno dei moderni modelli, l'Airbus A350 XWB, è possibile vedere come oltre il 50% dell'intera struttura pri-

aria è realizzata in materiale composito, con particolare prevalenza di compositi a base di fibra di carbonio e resina epossidica: questo consente di ridurre di 25 volte i costi operativi, il consumo di carburante e le emissioni di CO₂.

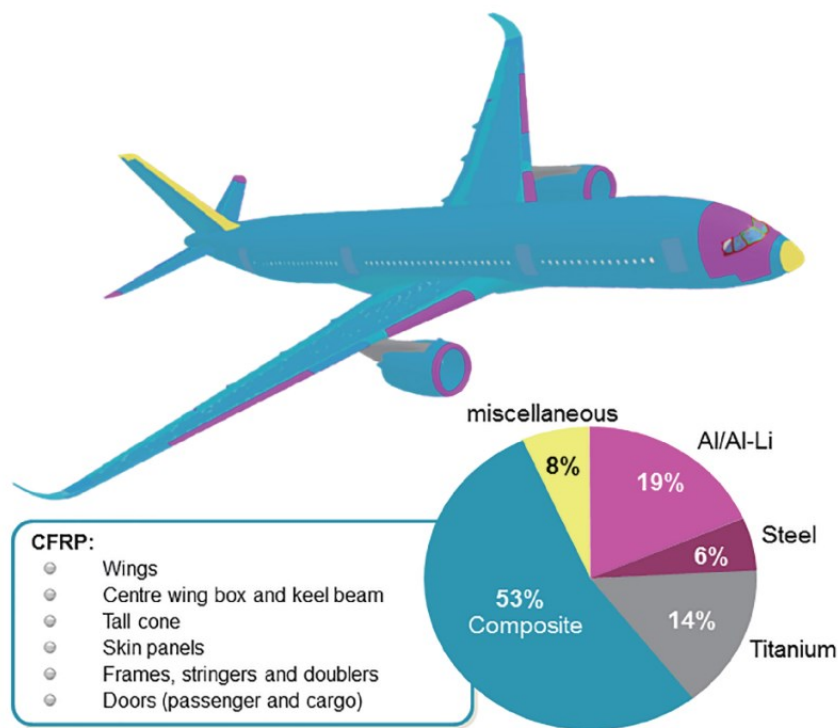


Figura 42: Principali materiali utilizzati per costruire gli Airbus A350 XWB

Se i compositi a base di fibra di carbonio e resina epossidica sono oggi lo standard per l'industria, gettando uno sguardo al futuro si può vedere come le fibre naturali (lino, canapa, bamboo ecc.) rappresentano un'area di forte interesse e sviluppo, in particolare per ridurre ulteriormente l'impatto ambientale dell'industria aeronautica. Ad oggi il principale freno all'impiego di questi materiali è legato alle loro prestazioni, che sono inferiori a quelle della fibra di carbonio. Inoltre, il fatto che sono materiali ancora poco conosciuti e rodati, unito alla mancanza di fiducia ed esperienza

in impieghi di lunga durata in cui viene richiesta una elevata sicurezza, rappresenta un ostacolo al loro immediato utilizzo.

Capitolo 6:

Modellazione dei materiali compositi in LS-DYNA

Una volta introdotti i materiali compositi, le loro caratteristiche e vantaggi rispetto ai materiali tradizionali la prima sfida che si deve affrontare in ambito FEM è come modellare opportunamente questi materiali nel software utilizzato per le simulazioni, che nel caso di questo lavoro è LS-DYNA. Data la natura ortotropa delle lamine di materiale composito, e delle molteplici modalità di rottura di questi materiali non è per nulla semplice implementare un modello costitutivo efficace e affidabile per simulazioni agli elementi finiti. In questo capitolo si approfondiscono le teorie e modelli costitutivi per le lamine composite, ma anche come modellare il core di una struttura sandwich e l'adesivo strutturale.

6.1 Modelli costitutivi per lamine composite

I modelli costitutivi più complessi sono sicuramente quelli relativi ai laminati in materiale composito, poiché, come visto nel capitolo 5, sono molteplici le modalità di rottura, i criteri di resistenza applicabili e le modalità di descrivere il comportamento del materiale. Se da un lato di per sé la descrizione meccanica di questi materiali è complessa, dall'altro bisogna cercare di capire quali modelli di materiali sono disponibili in LS-DYNA, su quali teorie si fondano e soprattutto quale tra i vari modelli è il più indicato per impatti ad alte velocità del tipo bird-strike. Tra gli oltre cento mo-

delli di materiale di LS-DYNA quelli più adatti a modellare una lamina composita ortotropica sono probabilmente tre:

- MAT_054/055: Il modello di materiale MAT_054 è il modello più adottato e diffuso per le modellazioni di materiali compositi poiché rappresenta un buonissimo mix tra accuratezza e semplicità. Uno dei punti di forza di questo modello, rispetto ai successivi, è il ridotto numero di parametri necessari all'utente per definire il materiale, e dunque anche il numero di prove sperimentali necessarie per caratterizzare il materiale e calibrare il modello. Questo modello di materiale è in grado di descrivere una lamina ortotropica generica, per cui può essere adottato sia per una lamina unidirezionale sia per una tessuta. Questo modello di materiale descrive un comportamento lineare elastico e implementa due possibili criteri di resistenza: il criterio di Chang-Chang e il criterio di Tsai-Wu. L'utente può scegliere il criterio da implementare in fase di definizione di materiale; impostando il valore 54 nel parametro "CRITR" si seleziona Chang-Chang, impostando il 55 si seleziona Tsai-Wu.
- MAT_058: Questo secondo modello di materiale presenta alcune caratteristiche estremamente interessanti per le applicazioni di bird-strike. Innanzitutto, è un damage mechanics-based model che implementa la teoria di Matzenmiller e considera il progressivo danneggiamento del materiale. Questa è la principale differenza con il materiale MAT_054 che invece descrive il materiale come completamente integro, o come completamente danneggiato. Il criterio di resistenza che implementa il MAT_058 è quello di Hashin e si offre la possibilità all'utente di selezionare la tipologia di superficie di

frattura del materiale: in base alla tipologia scelta è possibile modellare materiali unidirezionali o tessuti. Sicuramente rispetto al modello MAT_054 la complessità aumenta e anche il numero di parametri richiesti e le prove sperimentali necessarie per calibrare il modello; tuttavia, il livello di accuratezza e dettaglio che si riesce a cogliere con questo modello è inevitabilmente superiore rispetto al precedente modello.

- MAT_162: Modello che descrive il danneggiamento progressivo nei materiali compositi sia unidirezionali sia tessuti. Anche questo modello costitutivo di materiale implementa la teoria di Matzenmiller come il modello MAT_058, tuttavia, a differenza del caso precedente, questo modello può essere utilizzato solo con elementi solidi e non con elementi shell. Questo rappresenta una complicazione evidente poiché il costo computazionale incrementa notevolmente. Per ogni elemento solido può essere assegnato un unico angolo di orientazione delle fibre: questo significa che per modellare dei laminati è obbligatorio creare tanti strati di elementi solidi quanti sono le lamine nel layup reale. Inoltre, per utilizzare questo modello di materiale è necessaria una speciale licenza della Materials Sciences Corporation.

Valutando le caratteristiche di ciascuno di questi tre modelli di materiale e analizzando i principali articoli scientifici in letteratura riguardanti la tematica del bird-strike su strutture composite, si è deciso di adottare come modello costitutivo di materiale per i laminati compositi il MAT_058 per

una combinazione di accuratezza che consente di raggiungere e costo computazionale commisurato poiché è possibile usare elementi shell e non solamente elementi solidi come per il MAT_162.

Risulta quindi fondamentale approfondire la teoria di Matzenmiller alla base di tale modello costitutivo in modo da apprezzarne le potenzialità e acquisire sensibilità di modellazione.

6.2 Teoria di Matzenmiller

Per esporre la teoria si farà riferimento al paper *“A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites”* di A. Matzenmiller, J. Lubliner, R.L. Taylor del 1992 [5]. L’obiettivo principale del paper è la descrizione della relazione tra il danneggiamento del materiale e le effettive proprietà elastiche, con la finalità di eseguire calcoli strutturali. Questa tematica di ricerca è molto importante poiché il danneggiamento del materiale gioca un ruolo importantissimo nel comportamento strutturale di molti materiali compositi fibrosi. Il danneggiamento del materiale si esplica nella formazione ed evoluzione di micro-cricche, la cui principale conseguenza è la degradazione delle proprietà di rigidità del materiale. In un fenomeno di impatto, in cui entrano in gioco non linearità ed elevate deformazioni, il progressivo danneggiamento del materiale è un aspetto fondamentale e non trascurabile. Per cogliere l’effettivo comportamento strutturale non è possibile considerare il materiale come completamente integro o danneggiato al 100%, come avviene con il modello di materiale MAT_054, ma si deve descrivere la progressiva degradazione delle proprietà meccaniche del materiale a causa della propagazione del danno. Proprio questo è

l'intento e la finalità della teoria di Matzenmiller, implementata nel modello MAT_058.

6.2.1 Assunzioni del modello

Le quattro assunzioni fondamentali alla base del modello di Matzenmiller sono:

- Ogni lamina viene considerata un continuo omogeneo in condizione di plane stress
- Tramite la regola delle mescolanze è possibile andare a determinare modulo elastico e resistenza della lamina non danneggiata
- La risposta tensione-deformazione per una lamina UD in condizioni di taglio puro è non lineare; tuttavia, si fa comunque l'assunzione di lineare elasticità in assenza di una variazione nel danno del materiale. Introducendo questa ipotesi si attribuiscono tutte le non linearità del comportamento del materiale alla propagazione del danno
- Durante l'intero processo di danneggiamento viene mantenuta l'ipotesi di lamina ortotropa come continuo omogeneo

6.2.2 Meccanismi di rottura dei materiali compositi a fibra lunga

I principali metodi con cui rompono i materiali compositi a fibra lunga, con particolare focus per le lamine UD, sono principalmente quattro:

- Modo I: rottura delle fibre
La rottura delle fibre in una lamina è principalmente legata alla tensione principale σ_{11} in direzione delle fibre. La rottura inizia in un

numero ristretto numero di fibre ravvicinate; a causa della rottura delle fibre avviene anche un debonding fibra-matrice in corrispondenza di ciascun punto di rottura. Si creano dunque delle microcavità e micro-cricche che propagano con l'incremento del carico esterno applicato. La resistenza della lamina in direzione delle fibre, come si è visto precedentemente al capitolo 5, è una proprietà fibre dominated

- Modo II: Buckling e kinking delle fibre

Quando una lamina UD viene sottoposta ad un carico monoassiale di compressione nella direzione delle fibre, le tipiche modalità di cedimento che si osservano sono appunto il buckling e il kinking delle fibre, accompagnate da una frammentazione della matrice. La resistenza a rottura in compressione di una lamina UD, nella direzione delle fibre, non dipende esclusivamente dalla resistenza a compressione di fibra e matrice, ma anche dal modulo elastico e dalla resistenza a taglio della matrice. In particolare, le ultime due proprietà sono estremamente importanti in compositi con una percentuale volumetrica di fibre molto elevata. Il fenomeno di buckling interessa prima singole fibre che raggiungono la condizione di instabilità, ma finisce poi per investire anche le fibre adiacenti andando a ridurre la capacità di carico della lamina. In questo tipo di cedimento la curva sforzo-deformazione presenta una lieve non linearità appena prima della rottura.

- Modo III: Frattura della matrice sotto carichi trasversali di trazione e di taglio

L'azione di un carico di trazione, trasversale rispetto alla direzione delle fibre, porta una lamina UD a cedere per l'innescò di cricche all'interfaccia fibra-matrice. Le grandezze che regola la resistenza a rottura della lamina in questa condizione di carico sono la resistenza a trazione trasversale, ma anche la resistenza a taglio della matrice. Entrambi questi parametri sono proporzionali alla tensione di rottura a trazione e a taglio della matrice, oppure alla tensione di rottura dell'interfaccia fibra-matrice, se questa è piú bassa.

- Modo IV: crushing della matrice sotto carichi trasversali di compressione e taglio

Il quarto ed ultimo modo di cedimento delle lamine UD è legato a carichi di compressione in direzione trasversale rispetto alla direzione delle fibre e a taglio in-plane. Localmente si possono generare tensioni di trazione sulla matrice a causa della differenza del coefficiente di Poisson tra fibre e matrice, questo conduce alla nascita di micro-cricche nella matrice. L'incremento delle deformazioni di taglio comporta una propagazione delle cricche nella direzione parallela alle fibre. La resistenza della lamina è governata dalla resistenza a compressione trasversale e dalla resistenza a taglio.

Un aspetto molto importante da evidenziare adesso, che sarà alla base di alcune scelte di modellazione delle strutture presenti in questo lavoro di tesi, è il seguente: la teoria di Matzenmiller considera esclusivamente modalità di danneggiamento e rottura intra-laminari. Tuttavia, questo non è

sufficiente se si vuole cogliere la totalità dei fenomeni di danneggiamento di un materiale composito perché così facendo si sta ignorando la presenza del fenomeno di danneggiamento inter-laminare chiamato delaminazione, che è anche una delle cause più diffuse di cedimento dei componenti in materiale composito. Ecco che dunque, a valle dell'esposizione della teoria di Matzenmiller, sarà opportuno approfondire come modellare il fenomeno della delaminazione in ambiente FEM.

6.2.3 Criterio di resistenza di Hashin

Il criterio di resistenza che, secondo Matzenmiller, meglio si adattava alla descrizione delle quattro modalità di cedimento di una lamina sopra esposte, è il criterio di Hashin (1980). Il criterio è stato inizialmente sviluppato per un continuo 3D trasversalmente isotropo; per questa tipologia di condizione il criterio di resistenza assume una forma piuttosto complessa, approssimata da un polinomio di secondo grado completo. Per separare il criterio nella sua forma iniziale in quattro sotto-criteri che descrivano i quattro modi di cedimento della lamina, sono stati introdotti dei cosiddetti piani di rottura. Per ciascuno dei quattro sotto-criteri generati si applica l'ipotesi di stato di tensione piano, e questo porta ad ottenere una semplice forma per ciascuno dei quattro sotto-criteri riportati di seguito:

$$\text{Tensile fibre mode I} \quad e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (6.1a)$$

$$\text{Compressive fibre mode II} \quad e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (6.1b)$$

Tensile matrix mode
III

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (6.1c)$$

Compressive matrix
mode IV

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (6.1d)$$

Nella meccanica classica del danno, come proposto da Kachanov, solamente la parte non danneggiata della sezione del materiale può sopportare carico; questo significa che le tensioni σ_{ij} nel criterio di resistenza devono essere interpretate come tensioni effettive $\hat{\sigma}_{ij}$ riferite all'area netta.

6.2.4 Variabili di danno e concetto di tensioni effettive

Come precedentemente visto, si mantiene l'ipotesi di natura ortotropa della risposta meccanica della lamina. Questa assunzione consente di modellare il danno attraverso due serie di cricche parallele. L'orientazione di ciascuna cricca è data dai vettori n_1 e n_2

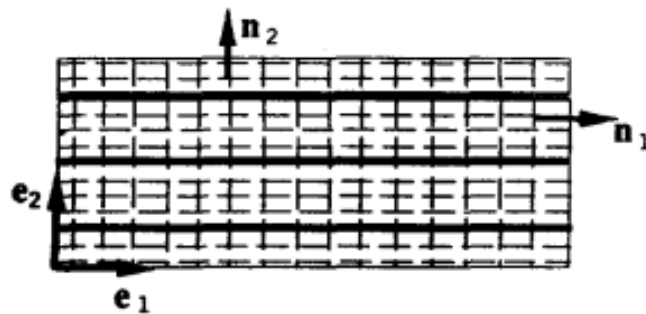


Figura 43: Modellazione del danno attraverso due serie di cricche parallele [5]

Vengono introdotte due variabili ω_{11} e ω_{22} dette variabili di danno, che servono a quantificare la dimensione della cricca e la conseguente riduzione di area resistente.

Ovviamente queste due variabili di danno sono legate agli stress effettivi $\hat{\sigma}_{11}$ e $\hat{\sigma}_{22}$. Inoltre, come prima affermato, anche gli sforzi di taglio possono essere trasmessi solamente attraverso la porzione non danneggiata della sezione. Questo implica che ragionevolmente esista e possa essere definita una variabile di danno ω_{12} , legata alle azioni di taglio.

Risulta quindi possibile scrivere una relazione tra gli stress effettivi $\hat{\sigma}$ e gli stress nominali σ

$$\hat{\sigma} = M\sigma \quad (6.2)$$

Che scritto esplicitando i termini vettoriali e matriciali

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau \end{bmatrix} \quad (6.3a)$$

$$\hat{\sigma} = \begin{bmatrix} \hat{\sigma}_{11} \\ \hat{\sigma}_{22} \\ \hat{\tau} \end{bmatrix} \quad (6.3b)$$

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_{11} \\ \omega_{22} \\ \omega_{12} \end{bmatrix} \quad (6.3c)$$

M

$$= \begin{bmatrix} \frac{1}{1 - \omega_{11}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1 - \omega_{22}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1 - \omega_{12}} \end{bmatrix} \quad (6.3d)$$

In cui \mathbf{M} rappresenta l'operatore di danno.

Da sottolineare che le variabili di danno ω_{11} e ω_{22} assumo valori diversi in compressione e trazione, mentre la variabile di danno legata al taglio ω_{12} è indipendente dal segno della tensione di taglio τ .

6.2.5 Tensore costitutivo per una lamina UD danneggiata

Viene assunto che la relazione lineare tra tensioni e deformazioni di una lamina possa tenere conto della presenza di danno attraverso l'uso del parametro ω . Così facendo è possibile esprimere le costanti elastiche che compongono il tensore costitutivo in funzione di ω e dei parametri del materiale non danneggiato, invece di considerarle costanti.

Tenuto conto di questi aspetti è possibile scrivere l'espressione del legame costitutivo lineare elastico per una lamina, in funzione delle tensioni effettive $\hat{\sigma}$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{H}_0 \hat{\boldsymbol{\sigma}} \quad (6.4a)$$

$$\mathbf{H}_0 = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{\parallel}} & -\frac{\nu_{21}}{E_{\parallel}} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{\perp}} & \frac{1}{E_{\perp}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \quad (6.4b)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (6.4c)$$

In cui i parametri $E_1, E_2, \nu_{12}, \nu_{21}, G_{12}$ sono relativi alla lamina non danneggiata.

Combinando le equazioni 6.2 e 6.4° si ottiene la relazione

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{H}_0 \mathbf{M} \hat{\boldsymbol{\sigma}} \quad (6.5)$$

Da cui è possibile ottenere l'espressione matriciale definitiva del tensore del legame costitutivo per una lamina danneggiata $\mathbf{H}(\boldsymbol{\omega})$. Prima di farlo si specifica che dato che anche i coefficienti di Poisson dipendono dal danneggiamento, vengono introdotte due nuove funzioni $h_{12}(\boldsymbol{\omega})$ e $h_{21}(\boldsymbol{\omega})$, dipendenti dalla funzione di danno $\boldsymbol{\omega}$, per passare dai coefficienti di Poisson della lamina non danneggiata a quelli della lamina danneggiata.

$$\mathbf{H}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1 - \omega_{11})E_{\parallel}} & -\frac{h_{21}(\boldsymbol{\omega})\nu_{21}}{(1 - \omega_{22})E_{\parallel}} & 0 \\ -\frac{h_{12}(\boldsymbol{\omega})\nu_{12}}{(1 - \omega_{11})E_{\perp}} & \frac{1}{(1 - \omega_{22})E_{\perp}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1 - \omega_{12})G} \end{bmatrix} \quad (6.6)$$

È possibile ora fare alcuni ragionamenti sui termini del tensore $\mathbf{H}(\boldsymbol{\omega})$:

- Il modulo elastico in direzione delle fibre $E_{11} = (1 - \omega_{11})E_{\parallel}$ dipende solamente dalla variabile che descrive il danno nelle fibre ω_{11} , ma è indipendente dal parametro di danno della matrice;
- Il modulo elastico nella direzione trasversale alle fibre $E_{22} = (1 - \omega_{22})E_{\perp}$ dipende solamente dal parametro che indica la densità di

cricche nella matrice ω_{22} , e non dal parametro indice del numero di fibre rotte ω_{11} ;

- Quando il valore di ω_{22} si avvicina all'unità, il valore della tensione in direzione trasversale σ_{22} tende a zero. Il parametro ω_{22} pari ad uno indica un completo danneggiamento della matrice dovuto a cricche parallele alle fibre; la conseguenza è una lamina che si comporta come un mazzo di fibre non connesse;
- È possibile mostrare che il termine $h_{21}(\boldsymbol{\omega})$ è esprimibile come segue:

$$h_{21}(\boldsymbol{\omega}) = (1 - \omega_{22})h(\omega_{11}) \quad (6.7)$$

- Viene assunta l'esistenza di un potenziale termodinamico, per cui ne deriva che l'uguaglianza $\nu_{12}/E_{\perp} = \nu_{21}/E_{\parallel}$ deve essere valida anche per il materiale danneggiato e non solo per il materiale vergine. Ne consegue la necessità di simmetria del tensore costitutivo, che si esplica nella relazione

$$h_{12}(\boldsymbol{\omega}) = (1 - \omega_{11})h(\omega_{11}) \quad (6.8)$$

- L'assunzione che le cricche ortogonali alle fibre non influenza il coefficiente di Poisson effettivo $\hat{\nu}_{12}(\boldsymbol{\omega})$ porta a concludere che $h(\omega_{11}) = 1$
- La relazione tra deformazioni di taglio e tensioni di taglio è assunta lineare elastica

Sotto le ipotesi appena esposte il tensore costitutivo $\mathbf{H}(\boldsymbol{\omega})$ assume la seguente forma semplificata:

$$\mathbf{H}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1 - \omega_{11})E_{\parallel}} & -\frac{\nu_{21}}{E_{\parallel}} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{\perp}} & \frac{1}{(1 - \omega_{22})E_{\perp}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1 - \omega_{12})G} \end{bmatrix} \quad (6.9)$$

La cui inversa esiste sempre fintanto che i parametri di danno assumono valori inferiori all'unità ($\omega_{ij} < 1$) ed è della forma

$$\mathbf{C}(\boldsymbol{\omega}) = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1 - \omega_{11})E_{\parallel} & (1 - \omega_{11})(1 - \omega_{22})\nu_{21}E_{\perp} & 0 \\ (1 - \omega_{11})(1 - \omega_{22})\nu_{12}E_{\parallel} & (1 - \omega_{22})E_{\perp} & 0 \\ 0 & 0 & D(1 - \omega_{12})G \end{bmatrix} \quad (6.10)$$

In cui

$$D = 1 - (1 - \omega_{11})(1 - \omega_{22})\nu_{12}\nu_{21} > 0 \quad (6.11)$$

Come si capisce i parametri di danno entrano all'interno del legame costitutivo del materiale andando ad agire sui termini di rigidezza. In particolare, man mano che i coefficienti di danno aumentano e tendono all'unità i termini di rigidezza del materiale degradano. In questo modo si riesce a considerare l'effetto del progressivo danneggiamento sulla risposta strutturale del materiale. Si capisce ora come mai, implementando correttamente in un software agli elementi finiti un modello di materiale che si basi su questa teoria, si riescono ad ottenere risultati molto accurati.

6.2.6 Legge cinetica e potenziale di danneggiamento

Particolarmente interessante e importante è capire la legge con cui si sviluppa ed evolve il danneggiamento nel materiale e da quali parametri dipende. Come è logico immaginarsi a questo punto della trattazione, il tasso di evoluzione del danneggiamento localmente viene fatto dipendere dalle variabili locali $\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}$. In assenza di riparazioni è lecito assumere che le variabili di danno siano monotone crescenti una volta che il danneggiamento si innesca ($\dot{\omega} \geq 0$).

In presenza di softening, il tasso di variazione del danneggiamento localmente è controllato anche dalla variazione di deformazione $\dot{\omega}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}, \boldsymbol{\varepsilon})$. È quindi possibile esprimere l'evoluzione delle variabili di danno come

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \sum_i \phi_i \mathbf{q}_i \quad (6.12)$$

In cui il termine $\phi_i(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}, \boldsymbol{\varepsilon})$ è uno scalare che esprime l'intensità della propagazione del danno, mentre il termine vettoriale $\mathbf{q}_i(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega})$ esprime la modalità con cui si combinano le singole funzioni di danno nei vari modi di danneggiamento. Ciascun vettore \mathbf{q}_i può essere pensato come una funzione potenziale; in questo modo attraverso le funzioni potenziali si riesce ad esprimere la direzione di crescita nello spazio delle variabili interne. È possibile dimostrare che la trattazione porta ad esprimere, nello spazio delle tensioni, la seguente relazione differenziale:

$$\frac{\partial(\mathbf{H}\boldsymbol{\sigma})}{\partial \boldsymbol{\omega}} \dot{\boldsymbol{\omega}} = \dot{\lambda} \frac{\partial f}{\partial \boldsymbol{\sigma}} \quad (6.13)$$

Che considerando l'espressione (6.9) e sviluppando diventa:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\sigma_{11}}{(1 - \omega_{11\ c,t})^2} \dot{\omega}_{11} \\ \frac{\sigma_{22}}{(1 - \omega_{22\ c,t})^2} \dot{\omega}_{22} \\ \frac{\tau}{(1 - \omega_{12})^2 G} \dot{\omega}_{12} \end{array} \right\} = \phi_1 \left\{ \begin{array}{l} \frac{2\sigma_{11}}{(1 - \omega_{11\ c,t})^2 X_{c,t}^2} \\ 0 \\ 0 \end{array} \right\} + \phi_2 \left\{ \begin{array}{l} 0 \\ \frac{2\sigma_{22}}{(1 - \omega_{22\ c,t})^2 Y_{c,t}^2} \\ \frac{2\tau}{(1 - \omega_{12})^2 S_c^2} \end{array} \right\} \quad (6.14)$$

Che può essere agevolmente scomposto in tre sotto equazioni:

$$\dot{\omega}_{11} = \phi_1 \frac{2E_{\parallel}}{X_{c,t}^2} \quad (6.15)$$

$$\dot{\omega}_{22} = \phi_2 \frac{2E_{\perp}}{Y_{c,t}^2} \quad (6.16)$$

$$\dot{\omega}_{12} = \phi_2 \frac{2G}{S_c^2} \quad (6.17)$$

Non è molto sorprendente osservare il disaccoppiamento tra i tassi di propagazione dei danni in fibre e matrice. Quello che però salta all'occhio come limite di questa trattazione è che la funzione vettoriale \mathbf{q}_1 esclude la crescita delle variabili di danno ω_{22} e ω_{12} , correlate al danno sulla matrice, in caso di carico che agisce sulle fibre. Questo però è evidente che non sia in accordo con la realtà dato che sia la rottura delle fibre sia il fenomeno del buckling delle fibre sono soliti innescare danno sulla matrice. Mentre la funzione vettoriale \mathbf{q}_2 sembra essere in migliore accordo con l'esperienza fisica, dato che il danno sulle fibre ω_{11} non è influenzato dall'incremento del danno sulla matrice $\dot{\omega}_{22}, \dot{\omega}_{12} > 0$.

Si vede dalle tre relazioni precedenti che la velocità di propagazione del danno è sempre legata a caratteristiche elastiche e di resistenza del mate-

riale, moltiplicate per un coefficiente scalare $\phi_i(\sigma, \omega, \dot{\epsilon})$. Per questi coefficienti scalari non è fornita una espressione esplicita nel paper di riferimento, inevitabilmente però in fase di implementazione della teoria in LS-DYNA gli sviluppatori devono aver ipotizzato una relazione esplicita dipendente dai tre parametri locali $\sigma, \omega, \dot{\epsilon}$.

La teoria viene presentata nel paper per il caso di lamina UD; tuttavia, il MAT_058 implementa la teoria base e due sue leggere evoluzioni che, sulla base della tipologia di superficie di frattura, sono in grado di descrivere la progressione del danno anche in lamine tessute.

6.3 Modellazione della delaminazione in LS-DYNA

La delaminazione è un meccanismo di cedimento dei materiali compositi molto importante e frequente, soprattutto nei casi di componenti soggetti a notevoli carichi esterni. La delaminazione è spesso causata da elevati sforzi inter-laminari nelle zone di congiunzione tra le varie lamine, in combinazione alla tipicamente scarsa resistenza attraverso lo spessore. Come mostrato nell'immagine riportata di seguito, in un laminato di tipo cross-ply il fenomeno della delaminazione può essere molto importante ed esteso tra strati a 0° e strati a 90° . Se avessimo preso in considerazione una laminazione fibre dominated, ovvero con grande prevalenza di strati a 0° , e avessimo sollecitato il laminato con un carico esterno nella direzione delle fibre, il problema della delaminazione sarebbe sicuramente di entità minore del caso del laminato cross-ply.

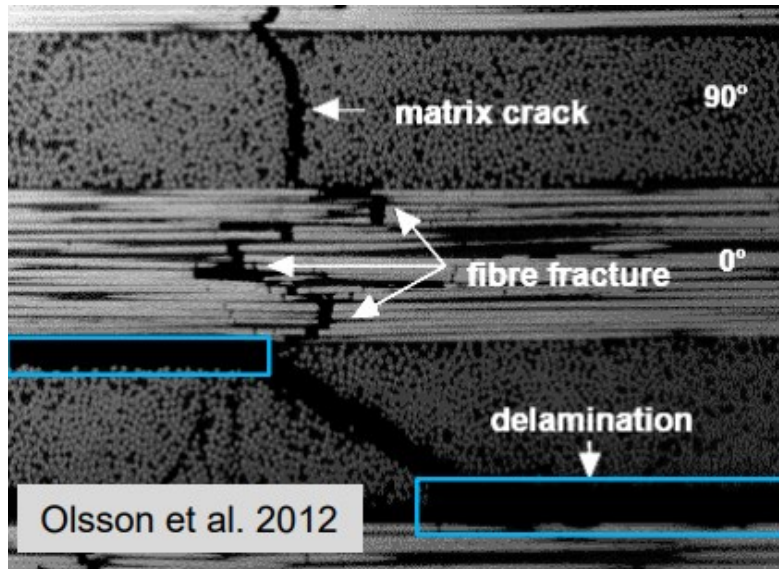


Figura 44: Esempi dei vari tipi di danno su un laminato

In ogni caso, la delaminazione è un fenomeno molto importante e come si è visto il modello di materiale MAT_058, implementando la teoria di Matzenmiller, non riesce a tenerne conto. A dire il vero essendo un danno inter-laminare nessun modello di materiale in LS-DYNA riesce automaticamente a tenerne conto senza che si adottino particolari strategie.

Attraverso una analisi dei manuali ufficiali del software e l'approfondimento con alcuni paper specifici sulla modellazione della delaminazione nei compositi, si possono restringere a due le modalità efficaci di modellazione della delaminazione. Entrambe però sono accomunate da una idea condivisa: non è possibile modellare la delaminazione in un software FEM se si assegna l'intero laminato ad un unico strato di elementi shell, tshell o solidi.

Questo perché così facendo il software, una volta che l'utente assegna l'intero laminato ad un unico strato di elementi, calcola delle proprietà equivalenti attraverso la teoria classica della laminazione. Quello che si intende è che, se per esempio si ha un laminato dato dalla sovrapposizione

di 10 lamine, ciascuna con orientazione arbitraria, il software vede come risultato una unica lamina, dello spessore dato dalla somma delle 10 lamine originale e le cui proprietà di rigidità sono ottenute tramite l'applicazione della teoria classica della laminazione. Inevitabilmente una modellazione agli elementi finiti del genere non potrà mai tenere in considerazione il fenomeno delaminazione che, per definizione, è inter-laminare. È chiaro quindi che l'unica possibilità per ovviare al problema è modellare il componente con tanti strati di elementi quante sono le lamine, e successivamente collegare ciascuno strato con lo strato a suo diretto contatto in modo da riprodurre il legame inter-laminare.

Proprio su questo punto, ovvero come collegare due lamine adiacenti, si differenziano i due principali metodi presenti in letteratura.

a. Opzione I: Cohesive zone elements

La prima modalità di modellazione della delaminazione prevede di collegare le due lamine attraverso dei cosiddetti "cohesive elements", utilizzando i modelli di materiale MAT_COHESIVE presenti in LS_DYNA. Sono supportati sia elementi coesivi con spessore nullo, sia elementi coesivi con spessore finito. Inoltre, questo metodo ben si adatta ad elementi shell, tshell o solidi per le lamine.

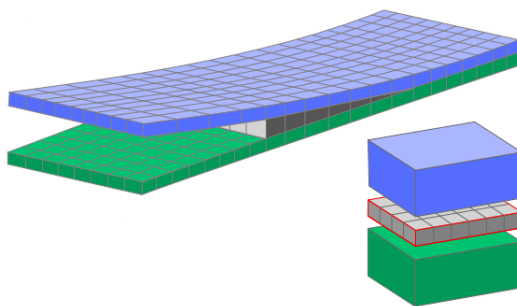


Figura 45: Cohesive zone elements

La tipica formulazione dei cohesive elements avviene in termini di trazione v.s. spostamento relativo invece che la tradizionale relazione tensione v.s. deformazione. Esistono diversi modelli di materiale in LS-DYNA la cui formulazione è adatta alla descrizione di questo tipo di elementi, ma il più diffuso ed apprezzato in letteratura, anche per una semplicità di definizione e calibrazione, è il MAT_138. In questo modello costitutivo la legge che regola la trazione-separazione delle due lamine è bilineare, ovvero lineare con presenza di softening. Viene implementato un criterio di delaminazione quadratic mixed mode e una formulazione del danneggiamento. Supporta due possibili formulazioni per il calcolo dello spostamento che porta alla rottura del legame tra le due lamine:

- a. Legge di potenza ($XMU > 0$, con XMU esponente del criterio mixed mode)
- b. Formulazione di Benzeggagh-Kenane ($XMU < 0$)

In ogni caso, indipendentemente dalla formulazione scelta, ciò che avviene è la determinazione di uno spostamento relativo massimo, che porta a rottura il legame per trazione. Si calcolano in particolare gli spostamenti relativi dei nodi "omologhi" e si determina la trazione del piano medio attraverso l'interpolazione in quattro punti di Gauss giacenti sul piano medio.

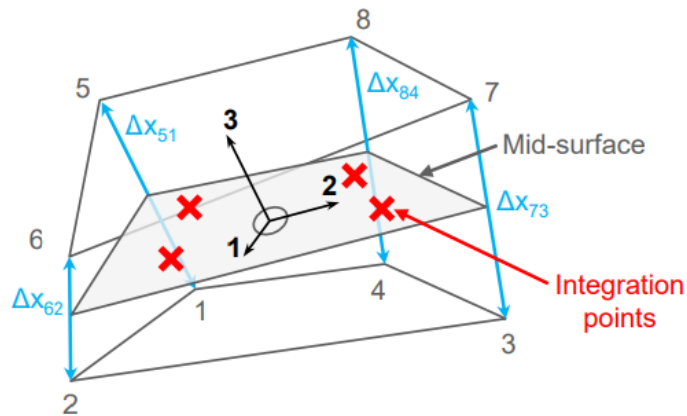


Figura 46: Punti di interpolazione di Gauss

b. *Opzione II: Tiebreak contact*

La seconda metodologia diffusa per modellare la delaminazione nei compositi è l'uso di un contatto di tipo tiebreak. Il comando più adatto in LS-DYNA è il CONTACT ONE WAY SURFACE TO SURFACE TIEBREAK, ovvero un contatto tra due superfici in cui si imposta un tiebreak, ovvero delle condizioni limite per cui tale legame si rompe. Anche questa metodologia di modellazione riesce ad adattarsi sia ad elementi shell, sia tshell ed anche ad elementi solidi.

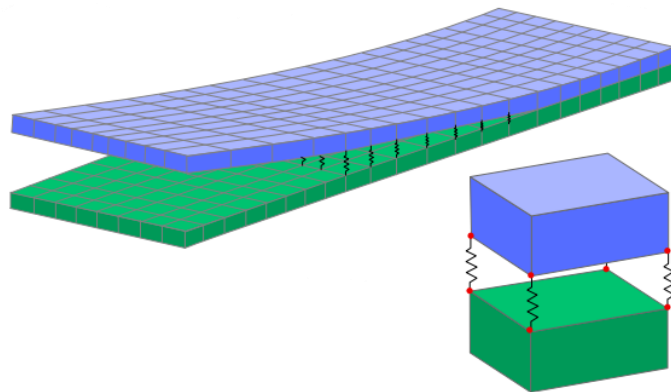


Figura 47: Contatto surface to surface tiebreak

Questo tipo di contatto consente la trasmissione di forze inter-laminari sia di compressione sia di trazione, mentre utilizzando i cohesive elements si riescono a trasmettere solo sforzi di trazione. I contatti di tipo tiebreak sono penalty based. Viene definito un master segment (un segment non è altro che un set di nodi connessi appartenenti ad una superficie; possono coincidere con gli elementi stessi se si stanno usando elementi shell, oppure con una faccia di un componente modellato con elementi solid) e uno slave segment.

Quello che avviene è la proiezione dei nodi dello slave segment sul master segment, lungo la normale tra le due superfici. Affinché il contatto sia registrato la proiezione dei nodi dello slave deve giacere all'interno dell'area del master segment. Inoltre, l'area del master segment viene aumentata del 2% per accogliere anche i nodi che giacciono vicino al bordo.

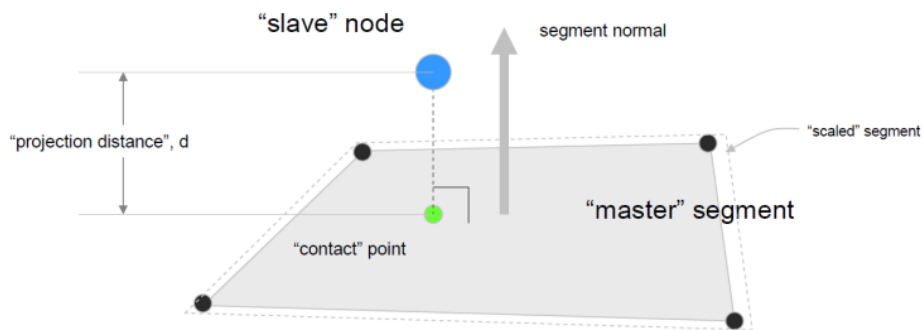


Figura 48: Proiezione dello slave node sul master segment

Sulla base del valore della distanza di proiezione d si può ottenere:

- $d < 0$: penetrazione
- $d > 0$: nessuna penetrazione e offset positivo

- $d = 0$: il nodo giace esattamente sulla superficie del master segment

Nella definizione del contatto è possibile selezionare 14 diverse opzioni che consentono di modulare la natura del contatto e la tipologia di elementi da collegare. Per esempio, selezionando l'opzione 9 si implementano la legge di potenza e la formulazione di B-K prima introdotte per i cohesive elements.

I parametri più importanti da inserire per definire il contatto, oltre ai master e slave segments, sono:

- NFLS: Normal failure stress
- SFLS: Shear failure stress
- PARAM: Esponente nel modello di danneggiamento

6.4 Strutture sandwich

Le strutture in materiale composito sono estremamente variegata sia per le tipologie di materiali disponibili, sia per le modalità con cui essi vengono combinati tra loro. Uno dei concetti più affascinanti ed efficaci in termini di prestazioni meccaniche sono le strutture sandwich. Queste strutture sono estremamente diffuse per applicazioni in ambito aeronautico e automotive/racing; le caratteristiche per cui spiccano sono una elevata rigidità flessionale e capacità di assorbimento energetico. Da un punto di vista concettuale una struttura sandwich è costituita da tre elementi fondamentali:

- Due sottili pannelli in materiale estremamente rigido, chiamati pelli

- Un pannello spesso in materiale leggero e poroso, che viene interposto tra le due pelli, detto core
- Un materiale adesivo che consente di eseguire un incollaggio tra la faccia del core e lo strato di pelli, con la finalità di trasmettere il carico tra le due pelli, attraverso il core

Per quanto riguarda i materiali solitamente adottati per queste strutture, le pelli sono tipicamente realizzate in materiale metallico o composito, a matrice polimerica e rinforzo fibroso. Oltre alla estrema rigidità e alla resistenza, la scelta del materiale per le pelli è anche legata alle condizioni ambientali (sono le parti della struttura sandwich esposte all'ambiente), ai metodi di fissaggio previsti e alla durabilità della struttura.

Il core invece non ha tanto una funzione meccanica, ma bensì una funzione geometrica. Ovvero distanziando le pelli tra loro incrementa notevolmente il momento d'inerzia della struttura. È ben noto che ad un incremento del momento d'inerzia di una struttura consegue un incremento della rigidità flessionale. Ecco, dunque, che la scelta del core è importante orientarsi su materiali particolarmente leggeri, come per esempio schiume o strutture cellulari, come in nido d'ape (honeycomb). L'effetto di distanziamento generato dal core consente anche di ridurre problemi di instabilità come il buckling.

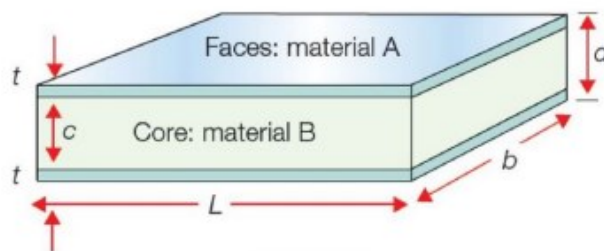


Figura 49: Esempio di struttura sandwich

Le strutture sandwich sono intrinsecamente efficienti per la realizzazione di pannelli rigidi e leggeri. Infatti, è possibile dimostrare che il modulo elastico della struttura sandwich, se è verificata l'ipotesi di facce sottili, può essere calcolato come:

$$E_{sandwich} \cong \frac{6t}{d} \cdot E_f = 3 \cdot \frac{2t}{d} \cdot E_f \quad (6.18)$$

In cui tutti i simboli riportati nella formula fanno riferimento alla figura 42. Il rapporto $\frac{2t}{d}$ rappresenta la frazione volumetrica del materiale delle facce rispetto al volume totale. Tipicamente si vede che una struttura sandwich lavora bene se questo rapporto si attesta intorno al 5%.

Se per un istante si ipotizzasse di creare non un pannello sandwich, con la disposizione prevista dalla figura 42, ma un materiale composito tra le pellicole e il core, e si calcolasse il modulo elastico del composito appena ipotizzato si otterrebbe, utilizzando la regola delle mescolanze:

$$E_{composito} = \frac{2t}{d} \cdot E_f + \left(1 - \frac{2t}{d}\right) \cdot E_c \cong \frac{2t}{d} \cdot E_f \quad (6.19)$$

In cui E_c rappresenta il modulo elastico del core. Come è facilmente visibile si è fatto un confronto a parità di materiali, densità e volume. Per cui il peso delle due soluzioni è esattamente lo stesso, ma il modulo elastico che garantisce la soluzione sandwich è ben tre volte superiore a quello che offrirebbe un normale composito. Da qui si evince la genialità ed estrema efficienza delle strutture sandwich nella creazione di pannelli rigidi e leggeri.

6.4.1 Materiali per il core

Come visto in precedenza i materiali più adottati per il core sono delle strutture cellulari a nido d'ape (tipicamente honeycomb di alluminio o Nomex) oppure schiume, che possono essere polimeriche, metalliche, a celle aperte o chiuse.

Se si prendono in considerazione i core a nido d'ape, è semplice rendersi conto che generano dei materiali altamente anisotropi, con proprietà meccaniche che differiscono da direzione a direzione.

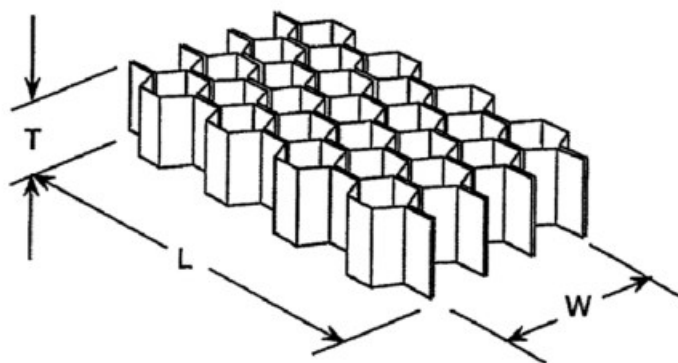


Figura 50: Direzioni principali dell'honeycomb

A prescindere dal materiale del nido d'ape, la figura 43 ne evidenzia la tipica struttura. Come si vede sono individuate una direzione longitudinale L , una direzione trasversale W e con T si indica lo spessore del foglio. Si utilizza il termine foglio poiché questi materiali vengono prodotti e venduti proprio in fogli di varie dimensioni. Per quanto riguarda honeycomb metallici, come per esempio quello di alluminio, la produzione può avvenire attraverso due processi:

- a. Espansione: con questo processo l'honeycomb viene ottenuto dalla sovrapposizione di fogli, legati l'uno all'altro da adesivo che li ricopre completamente. Una volta che la sovrapposizione è completa,

attraverso un processo di cura che attiva la resina adesiva usata per collegare i vari strati, si ottiene quello che viene definito e HOBE® (*Honeycomb Before Expansion*) A questo punto il materiale viene espanso e si generano le celle della tipica forma esagonale.

- b. Corrugazione: una seconda tipologia di processo è quello che prevede di corrugare dei fogli metallici, facendoli passare attraverso rulli dentati. Successivamente questo foglio corrugati vengono incollati l'uno con l'altro. Questo secondo processo è adatto a soluzioni con densità di celle elevate.

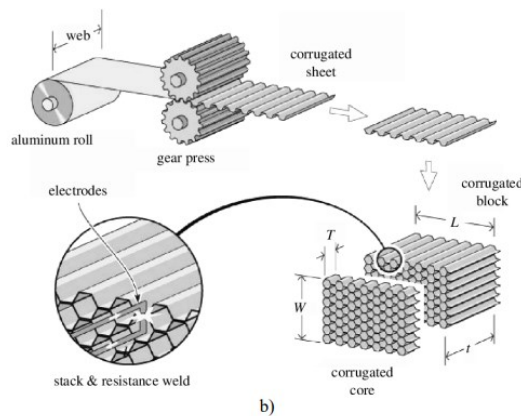
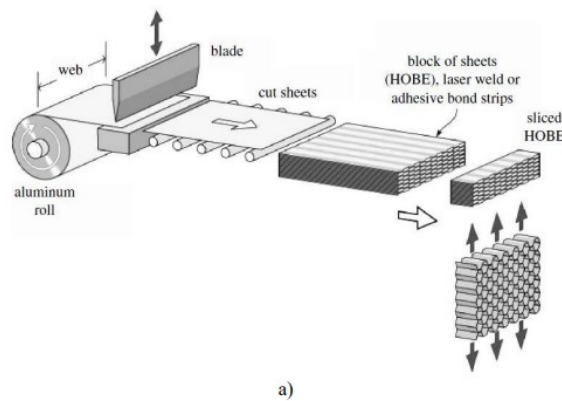


Figura 51: a) metodo di espansione; b) metodo di corrugazione

Una precisazione necessaria, rispetto a quanto riportato prima, è che la forma delle celle non è necessariamente un esagono regolare, ma esistono delle varianti. Per esempio, è possibile realizzare delle celle esagonali over-espansive. Questo tipo di configurazione vede un esagono allungato in una delle due direzioni, in questo modo viene garantita una maggiore rigidità flessionale nella direzione delle celle allungate, mentre incrementa la flessibilità nella direzione ortogonale. L'incremento di flessibilità in una direzione è funzionale ad incrementare la formabilità del pannello di honeycomb over-espanso, garantendo di riuscire ad ottenere geometrie più complesse.

6.4.2 Modellazione FEM di un core a nido d'ape

Dopo aver compreso cosa sono le strutture sandwich e quali sono le principali tipologie di core disponibili sul mercato, lo step successivo è capire quali strategie di modellazione agli elementi finiti si adattano meglio a descrivere il comportamento strutturale del core, con particolare attenzione al core a nido d'ape.

Innanzitutto, come prima sottolineato, un core a nido d'ape è fortemente anisotropo, per cui vanno studiate delle modalità di modellazione che simulino opportunamente questa caratteristica. Da un punto di vista concettuale si presentano due strade:

- a. Modellare a CAD l'effettiva geometria a nido d'ape e, dato lo spessore sottile di ciascuna parete, meshare la geometria con elementi bidimensionali di tipo shell. In questo modo, se si considera per esempio un honeycomb di alluminio, è possibile creare come materiale un materiale isotropo con le caratteristiche meccaniche dell'alluminio e assegnare agli elementi shell questo materiale crea-

to. In questo modo l'anisotropia del core non è inclusa nel modello di materiale, ma nella geometria stessa a nido d'ape. Questo metodo di approccio al problema è oneroso in termini di complessità computazionale, complessità del modello CAD, e genera maggiori difficoltà nella modellazione dell'incollaggio tra le pelli e il core.

b. Modellare a CAD il core come un pannello pieno. In questo caso, una volta importata la geometria solida nel preprocessore, la si mesha con elementi solidi. Seguendo questa procedura non si introduce nessuna anisotropia a livello geometrico, per cui la si deve ricreare attraverso il modello di materiale. In particolare, si modella il core attraverso il modello di materiale MAT_026 di LS-DYNA. In questo modello di materiale i principali parametri richiesti sono:

- I. Densità;
- II. Modulo di Young, E ;
- III. Coefficiente di Poisson, ν ;
- IV. Tensione di snervamento;
- V. Volume relativo per cui l'honeycomb risulta completamente compattato, V_f ;
- VI. Curve tensione-deformazione;
- VII. Modulo elastico in direzione aa del materiale non compattato, E_{aaU} ;
- VIII. Modulo elastico in direzione bb del materiale non compattato, E_{bbU} ;
- IX. Modulo elastico in direzione cc del materiale non compattato, E_{ccU} ;
- X. Modulo di elasticità tangenziale in direzione ab del materiale non compattato, G_{abU} ;

- XI. Modulo di elasticità tangenziale in direzione bc del materiale non compattato, G_{bcU} ;
- XII. Modulo di elasticità tangenziale in direzione ca del materiale non compattato, G_{caU} .

Da notare che i parametri numero 2,3 e 4 sono relativi al materiale completamente compattato. Per quanto riguarda la sesta voce, ovvero curve sforzo-deformazione, viene richiesto dal modello di materiale di fornire in input sette curve sforzo-deformazione che fanno riferimento a specifiche condizioni di carico e che caratterizzano completamente l'anisotropia del nido d'ape. In particolare, le curve da fornire sono:

- I. LCA: sforzo σ_{aa} in funzione della deformazione ε_{aa} ;
- II. LCB: sforzo σ_{bb} in funzione della deformazione ε_{bb} ;
- III. LCC: sforzo σ_{cc} in funzione della deformazione ε_{cc} ;
- IV. LCS: sforzo di taglio in funzione della deformazione di taglio;
- V. LCAB: sforzo σ_{ab} in funzione della deformazione ε_{ab} ;
- VI. LCBC: sforzo σ_{bc} in funzione della deformazione ε_{bc} ;
- VII. LCCA: sforzo σ_{ca} in funzione della deformazione ε_{ca} .

In termini di costo computazionale della simulazione numerica, è fortemente raccomandato che i punti in ascissa di tutte le curve sopra citate siano gli stessi, possibilmente anche equidistanti tra loro. Ciascuna delle curve può essere definita con in ascissa il volume relativo, oppure come deformazione volumetrica. Nel caso in cui si decida di optare per la seconda opzione, il primo valore in ascissa dovrebbe essere negativo o al più nullo. Prima di raggiungere la completa compattazione dell'honeycomb, il comportamen-

to meccanico può essere descritto come ortotropico, in cui gli elementi del tensore delle tensioni sono disaccoppiati tra una direzione e l'altra. Per cui i moduli elastici variano linearmente seguendo le leggi riportate di seguito

$$\begin{aligned}
 E_{aa} &= E_{aaU} + \beta(E - E_{aaU}) \\
 E_{bb} &= E_{bbU} + \beta(E - E_{bbU}) \\
 E_{cc} &= E_{ccU} + \beta(E - E_{ccU}) \\
 G_{ab} &= G_{abU} + \beta(G - G_{abU}) \\
 G_{bc} &= G_{bcU} + \beta(G - G_{bcU}) \\
 G_{ca} &= G_{caU} + \beta(G - G_{caU})
 \end{aligned} \tag{6.20}$$

Da notare che il parametro G , modulo di elasticità tangenziale del materiale compresso, non viene fornito dall'utente, ma viene calcolato autonomamente dal software utilizzando la relazione:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \tag{6.21}$$

Nel momento in cui ha inizio la deformazione, gli sforzi di ciascun elemento vengono aggiornati ad ogni step di simulazione. Per il materiale non completamente compattato si calcolano gli sforzi allo step $n + 1$ facendo uso dei moduli elastici interpolati utilizzando le equazioni 6.18:

$$\sigma_{aa}^{n+1^{trial}} = \sigma_{aa}^n + E_{aa}\Delta\varepsilon_{aa} \tag{6.22}$$

$$\sigma_{bb}^{n+1^{trial}} = \sigma_{bb}^n + E_{bb}\Delta\varepsilon_{bb}$$

$$\sigma_{cc}^{n+1^{trial}} = \sigma_{cc}^n + E_{cc}\Delta\varepsilon_{cc}$$

$$\sigma_{ab}^{n+1^{trial}} = \sigma_{ab}^n + 2G_{ab}\Delta\varepsilon_{ab}$$

$$\sigma_{bc}^{n+1^{trial}} = \sigma_{bc}^n + 2G_{bc}\Delta\varepsilon_{bc}$$

$$\sigma_{ca}^{n+1^{trial}} = \sigma_{ca}^n + 2G_{ca}\Delta\varepsilon_{ca}$$

Delle due metodologie esposte, la seconda è di gran lunga la più diffusa perché consente una modellazione geometrica più agevole, molto utile in caso di geometrie complesse dei componenti da simulare. Inoltre, la modellazione dell'honeycomb utilizzando le curve sforzo-deformazione riesce a catturare con grande accuratezza il comportamento meccanico del materiale, meglio di quanto non si riuscirebbe fare con la prima modalità di modellazione.

6.4.3 Determinazione sperimentale delle curve sforzo-deformazione per l'honeycomb

Al paragrafo precedente è stata evidenziata l'importanza delle curve sforzo-deformazione nella definizione del modello di materiale MAT_026, usato in LS-DYNA per modellare l'honeycomb. Risulta ora interessante comprendere quali prove sperimentali sono necessarie per ottenere tali curve e quali sono i setup sperimentali previsti dalle normative vigenti.

a. Resistenza a taglio dell'honeycomb

La resistenza a taglio è una delle caratteristiche più importanti per i core a nido d'ape, fondamentale nel momento in cui si progettano componenti a struttura sandwich, in particolare per il dimensionamento dei collegamenti bullonati su strutture sandwich. Il test fisico da realizzare

è regolato dalla norma ASTM C273, che consente due diversi setup sperimentali, rappresentati nella figura di seguito riportata:

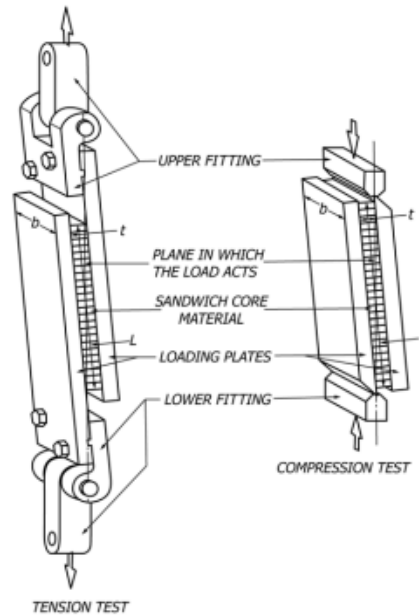


Figura 52: Test di resistenza a taglio dell'honeycomb

Il primo setup, quello di sinistra, ottiene la resistenza a taglio del core applicando una trazione, il secondo setup invece, quello di destra, applicando una compressione. Indipendentemente da quale dei due setup viene adottato, la dimensione dei provini è uguale; in particolare la larghezza non deve essere inferiore a 50 mm e la lunghezza non deve essere inferiore di 12 volte lo spessore del pannello. Le due facce dell'honeycomb devono essere fissate alle due piastre di acciaio che vengono attuate; la metodologia per farlo è utilizzare un adesivo strutturale. A seconda della orientazione del core durante la prova è possibile calcolare la resistenza a taglio in direzione L o direzione W.

b. Resistenza a trazione (flatwise)

Il test dovrebbe essere condotto in accordo con la norma ASTM C297. Possono essere testati sia honeycomb “puri” (senza pelli) oppure delle strutture sandwich. Secondo la normativa il provino dovrebbe avere le seguenti dimensioni 50.8 x 50.8 x 12.7 mm. Anche in questo caso le facce del provino devono essere incollate alle piastre metalliche della struttura. Per garantire una buona riuscita del test l’incollaggio è fondamentale e per favorirne la buona riuscita trattare opportunamente le superfici delle piastre metalliche è cruciale. Nel caso in cui venga testato l’honeycomb “puro” le criticità sono inferiori, ma quando sono presenti le pelli allora viene suggerita una sabbiatura della superficie delle piastre metalliche. Un esempio di setup sperimentale è il seguente:

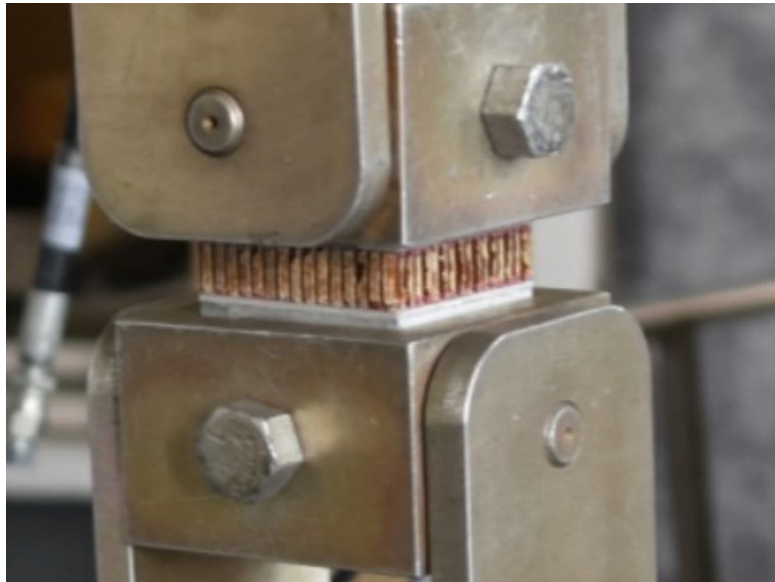


Figura 53: Test di resistenza a trazione (flatwise) sull’honeycomb

Sono riscontrabili diverse possibili modalità di rottura: core failure, adhesive failure e skin failure (quest’ultima solo in presenza di strutture sandwich). In ogni caso l’unica modalità di rottura ammessa per poter ritenere valido il test è il core failure. Se la rottura avviene se-

condo altre modalità vanno prese delle contromisure per riuscire ad ovviare al problema.

c. Resistenza a trazione (node tensile strength)

Il test della node tensile strength è un test particolarmente utile non solo per gli utilizzatori e per la creazione delle curve sforzo-deformazione da inserire nei software FEM, ma anche per i produttori di honeycomb per verificare la qualità della connessione tra celle adiacenti. Consente di verificare se in fase di produzione queste connessioni nodali vengono realizzate correttamente oppure se vengono danneggiate. La prova sperimentale deve seguire le indicazioni della norma ASTM C363: il provino da utilizzare deve avere le dimensioni di 130 x 260 x 12.7 mm, viene fissato nella struttura di prova e si applica una forza di trazione nella direzione perpendicolare alle connessioni nodali. Anche per questa prova si riporta una immagine della struttura sperimentale.

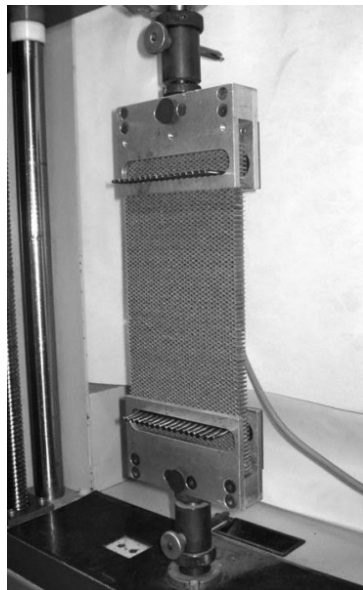


Figura 54: Test di resistenza a trazione (node tensile strength) sull'honeycomb

d. Edgewise compressive strength

Anche questo test è utile per la determinazione delle curve sforzo-deformazione per la modellazione FEM del solo core, ma è soprattutto utilizzato per testare strutture sandwich. Il carico di compressione è applicato spingendo le piastre della struttura lungo la faccia dello spessore del pannello; nel caso in cui si testasse una struttura sandwich il carico viene sopportato dalle pelli e la funzione del core è di stabilizzazione e riduzione della flessione dovuta ad instabilità. La norma di riferimento è la ASTM C364, le dimensioni dei provini sono 50 x50 x 12.7 mm e la struttura di prova è la seguente:

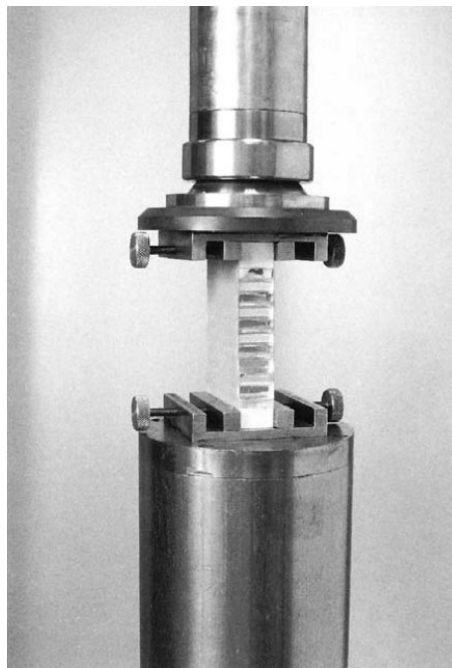


Figura 55: Test di edgewise compressive strength sull'honeycomb

e. Compressive strength

La resistenza a compressione dell'honeycomb è la sua seconda caratteristica meccanica più importante, dopo la resistenza a taglio. La meto-

dologia per testare questa caratteristica viene specificata nella norma ASTM C365. Ci sono due tipologie di test della resistenza a compressione: il bare compression test e lo stabilized compression test (per pannelli sandwich). Per il primo tipo di test i provini hanno dimensioni di 76.2 x 76.2 x 15.9 mm per un honeycomb di alluminio, mentre se il materiale del core è non metallico lo spessore del provino deve essere 12.7 mm. Il provino viene disposto tra due piatti metallici e compresso ad una velocità di 0.5 mm/min. Nella seconda tipologia di test ci sono delle pelli di alluminio incollate alle facce del core. Lo spessore di queste pelli dovrebbe essere compreso tra 0.5 mm e 1 mm. Si riporta per completezza un'immagine tratta da una prova sperimentale.

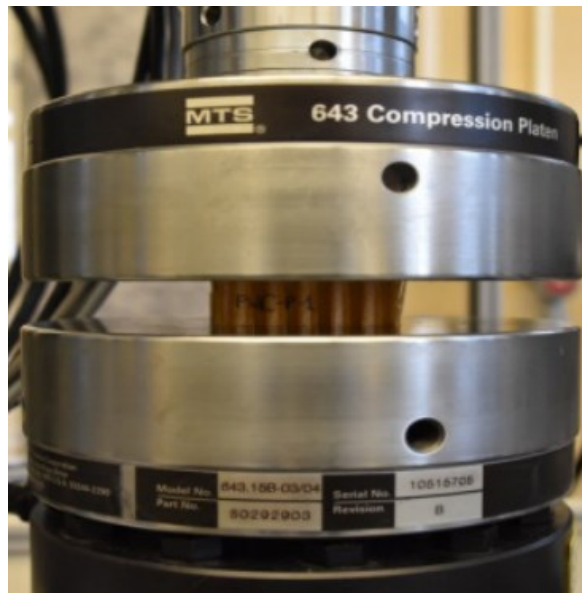


Figura 56: Test di compressive strength dell'honeycomb

6.5 Adesivi strutturali per pannelli sandwich

L'ultimo elemento da modellare di una struttura sandwich è l'adesivo strutturale. Questo materiale è fondamentale per consentire l'incollaggio tra le facce del core e le pelli della struttura sandwich. Per strutture sand-

wich con pelli di materiale composito tipicamente si utilizza un adesivo strutturale, sotto forma di fogli, che viene sagomato della dimensione del pannello sandwich e viene laminato insieme alle pelli.

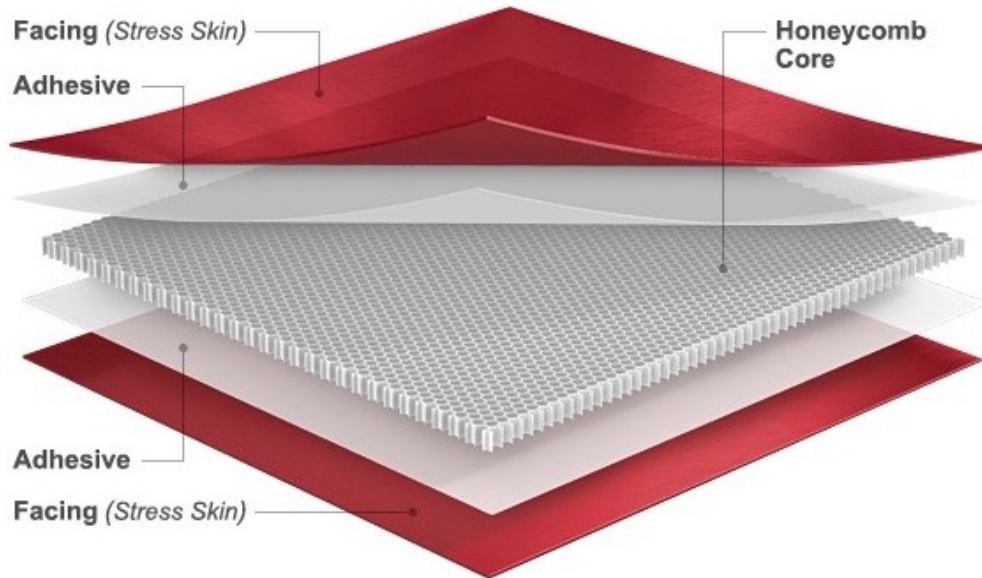


Figura 57: Esploso di un pannello sandwich con presenza di adesivo strutturale

6.5.1 Metodi di cedimento degli incollaggi con adesivi strutturali

Nelle strutture incollate in generale, ci sono tre tipi di cedimento possibili: il primo è chiamato "adhesive failure" ed è imputabile alla rottura dell'adesivo, il secondo è chiamato "cohesive failure" nello strato adesivo, il terzo è invece il cedimento delle interfacce. Quest'ultima modalità di cedimento avviene se l'incollaggio è estremamente resistente e cedono prima le interfacce.

Per ciascuna di queste tre macro-modalità di cedimento, esistono delle sottocategorie che la normativa ASTM D5573 – 99 classifica come segue:

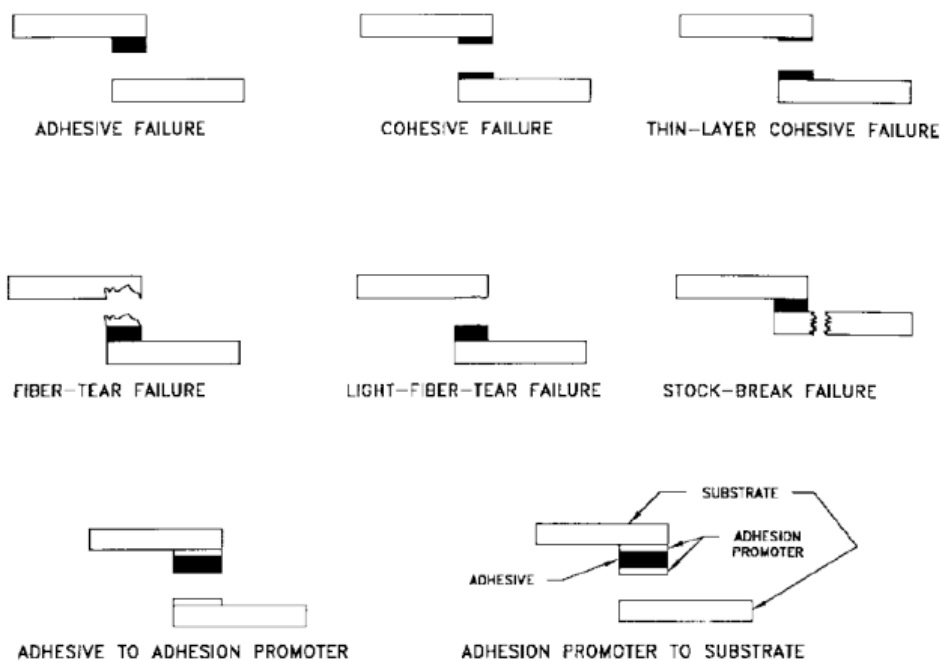


Figura 58: Principali metodi di cedimento dei giunti incollati

6.5.2 Metodi di testing dei giunti incollati

Per un collegamento incollato è possibile il verificarsi di molteplici condizioni di stress, per questo esistono diverse metodologie appositamente progettate per testare gli adesivi strutturali in varie condizioni di carico. Le proprietà meccaniche di questi adesivi sono infatti dipendenti dalla modalità di carico con cui li si testa: Modo I è trazione, Modo II è la condizione di taglio in-plane e Modo III taglio out-of-plane. Per definire gli adesivi strutturali nei modelli di materiale dei software FEM spesso vengono richiesti il modulo elastico, la resistenza a taglio e trazione, e la tenacità a frattura (più precisamente l'energy release rate) di Modo I e Modo II.

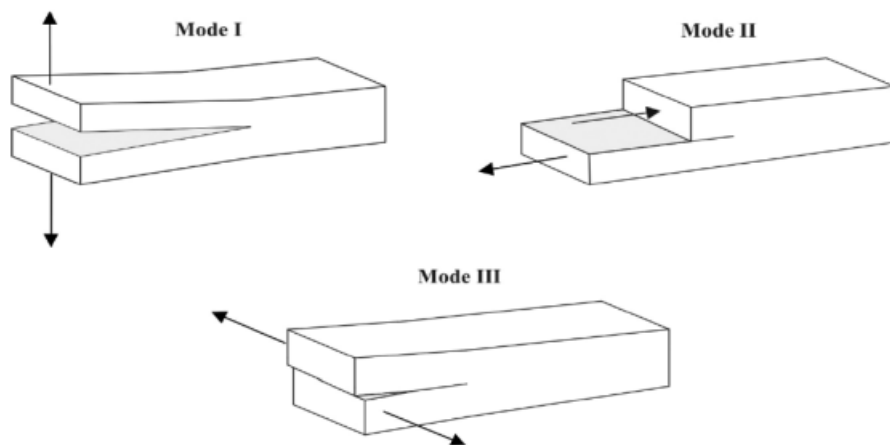


Figura 59: Metodi di testing dei giunti incollati

Tradizionalmente per determinare la critical energy release rate di Modo I (G_{IC}) di un adesivo si utilizza un test normato dalla ISO 25217 – 2009 e anche dalla ASTM. I due test che sono proposti sono detti Double Cantilever Beam (DCB) e Tapered Double Cantilever Beam (TDCB). In entrambi i test comunque due piccoli elementi trave vengono incollati usando l'adesivo strutturale da testare, successivamente vengono caricati fino a quando non si innesca e propaga la rottura.

Per quanto riguarda invece la critical energy release rate di Modo II (G_{IIC}) questa viene solitamente calcolata tramite l'end-loaded split (ELS), l'end notch flexural (ENF), oppure il four-point notched flexural (4NF) test. Solitamente la tecnica ENF è la più diffusa per il calcolo di G_{IIC} . Per quanto riguarda la resistenza a taglio dell'incollaggio è possibile determinarla con un test aggiuntivo chiamato single lap shear test, la cui rappresentazione concettuale è riportata di seguito:

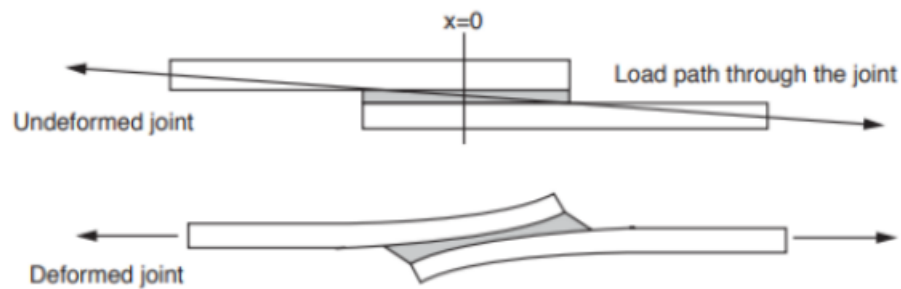


Figura 60: Metodo di test di un giunto incollato per il calcolo della single lap shear strength

6.5.3 Modellazione numerica dei giunti incollati

Per modellare in un software FEM, ed in particolare in LS-DYNA, i giunti incollati si aprono diverse opportunità. Tuttavia, da un punto di vista concettuale, l'adesivo strutturale ha molti elementi in comune con il legame inter-laminare dei laminati compositi. Questa somiglianza concettuale si riflette in una forte somiglianza di modellazione agli elementi finiti. Infatti, le metodologie con cui è possibile modellare un adesivo strutturale sono le medesime con cui è possibile modellare la delaminazione; ovvero Cohesive zone elements e Tiebreak contact. Per gli adesivi strutturali si tende a prediligere l'uso dei cohesive zone elements.

Capitolo 7:

Simulazioni agli elementi finiti di alcuni fenomeni significativi di bird strike

Giunti a questo punto della trattazione, ci sono tutti gli elementi per poter procedere con alcune simulazioni agli elementi finiti di fenomeni significativi di bird strike. L'idea è quella di andare a cogliere, in ambiente di simulazione, le modalità di rottura, i cedimenti e le deformazioni delle strutture in materiale composito durante un bird strike. Sulla base delle statistiche che sono state riportate al capitolo 1, si sono eseguite le simulazioni d'impatto alla velocità di 60 m/s. Si è quindi partiti da strutture geometricamente più semplici, per poi passare via via a geometrie più complesse. Anche per quanto riguarda la modellazione FEM pura si è partiti con configurazioni più semplici, con meno contatti e parametri da definire, per andare via via a considerare modellazioni più complesse e accurate.

Di seguito si riporta un riassunto delle simulazioni più significative che sono state eseguite, riportate ed analizzate nelle pagine successive:

1. Bird strike su laminato piano quadrato, senza modellazione della delaminazione;
2. Bird strike su laminato piano quadrato, includendo la modellazione della delaminazione;
3. Bird strike su pannello sandwich piano quadrato, includendo la modellazione della delaminazione;
4. Bird strike su leading edge di un'ala in struttura sandwich, includendo la modellazione della delaminazione;

5. Bird strike su leading edge di un'ala in struttura sandwich, includendo la modellazione della delaminazione, con l'aggiunta di centine di rinforzo;

Si riporta dapprima una trattazione, trasversale per tutte le simulazioni, su metodi e procedure da seguire in LS-PrePost per eseguire la modellazione FEM: si riporteranno il dettaglio della strategia di modellazione seguita e i dati dei materiali adottati. Successivamente per le singole simulazioni si riporteranno i risultati ottenuti, commentandoli.

Per quanto riguarda la modellazione del volatile si è deciso, per tutte le simulazioni, di adottare una geometria semplificata e rappresentativa, ovvero una sfera. Questo poiché l'interesse principale era quello di esplorare le modalità di modellazione delle strutture in materiale composito. Questa scelta inevitabilmente introduce, soprattutto nelle primissime fasi dell'impatto, una distribuzione della pressione di contatto che potrebbe lievemente differire rispetto a quella che si otterrebbe modellando l'effettiva geometria del corpo del volatile. Tuttavia, questo dettaglio risulta non cruciale per questo lavoro di tesi poiché lo scopo è esplorare la modellazione numerica ed evidenziare quali fenomeni di danneggiamento e rottura vengono colti con determinate tecniche di modellazione e quali con altre.

Per tutte le simulazioni che sono state eseguite i passi logici da seguire per impostare le simulazioni numeriche sono concettualmente gli stessi, e possono essere schematizzati come segue:

1. Creazione o importazione delle geometrie di riferimento per la struttura target;
2. Creazione della mesh della struttura target;

3. Creazione tramite modellazione SPH del volatile;
4. Definizione di un sistema di riferimento per i laminati;
5. Creazione dei modelli di materiali da associare ai corpi;
6. Creazione delle eventuali curve e EOS;
7. Creazione delle sezioni dei corpi di riferimento;
8. Associazione di materiali e sezioni alle relative parti del modello FEM;
9. Creazione dei contatti tra i vari corpi;
10. Definizione dei vincoli della struttura target;
11. Definizione delle condizioni iniziali, in particolare la velocità da assegnare al volatile;
12. Definizione dei parametri di controllo della simulazione;

Eseguite queste operazioni si è poi pronti a lanciare la simulazione e analizzarne i risultati, una volta terminata.

7.1 Preparazione dei modelli FEM in LS-PrePost

Come descritto nel capitolo 6, i modelli costitutivi per materiali compositi presenti in LS-DYNA riescono a modellare solo danneggiamento/rottura intra-laminare, per modellare la delaminazione si rende necessario modellare i diversi strati del laminato e ricreare il legame inter-laminare con una delle tecniche descritte al capitolo precedente. Questo introduce maggiore costo computazionale e maggiore complessità dettata dall'introduzione dei contatti. Nell'ottica di iniziare a capire come modellare i materiali compositi e di incrementare gradualmente la complessità delle simulazioni, si è ritenuto opportuno partire dalla modellazione di un laminato piano, in cui non si modella la delaminazione, per poi aumentare la complessità come riportato prima nella scaletta. Il pannello piano non rappresenta

un componente specifico di un aeromobile, ma è una approssimazione iniziale che può essere rappresentativa di porzioni di aereo con ampi raggi di curvatura, come per esempio tutta la zona laterale della fusoliera.

La prima operazione da eseguire è la creazione della geometria della struttura target. Nei casi in cui la geometria è molto semplice, si crea direttamente l'entità geometrica attraverso la creazione della mesh, utilizzando gli strumenti forniti in LS-PrePost, senza la necessità di creare la geometria con il CAD e poi importarla. Per esempio, nel caso del pannello piano per eseguire questa operazione con LS-PrePost si clicca sul gruppo *"Element and mesh"*, successivamente su *"ShapeMesher"* e nel menu che si apre si imposta come tipologia di elementi *"4N shell"* e si inseriscono i dati e dimensioni prima descritti; in particolare viene richiesto di indicare le coordinate nel sistema di riferimento assoluto dei 4 vertici del pannello, oltre che il numero di elementi desiderati in ciascuna direzione. Il risultato ottenuto è il seguente:

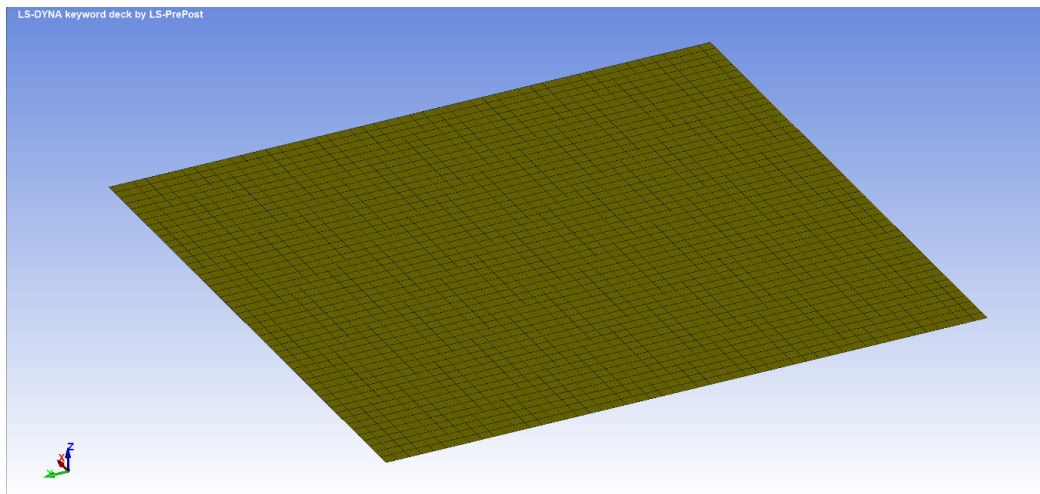


Figura 61: Creazione della mesh per pannello piano in LS-PrePost

Nei casi di pannello piano, sia laminato sia sandwich, la complessità geometrica è bassa e si riesce a operare direttamente in LS-PrePost con lo *"ShapeMesher"*. Per creare il core del pannello piano, per esempio, basta se-

lezionare l'opzione "Box Solid" invece di "4N shell"; a questo punto è necessario inserire le coordinate di due vertici, oltre al numero di elementi per ciascuna direzione.

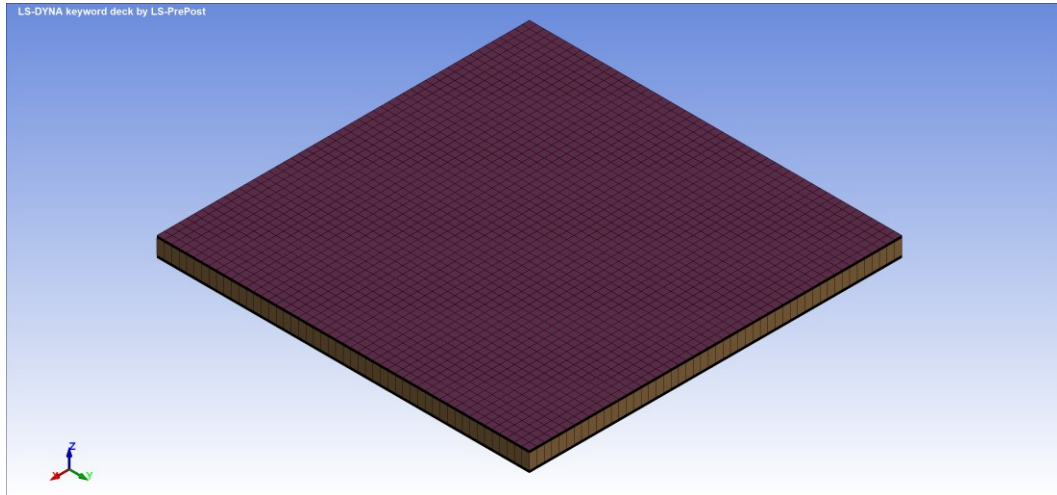


Figura 62: Pannello sandwich direttamente creato in LS-PrePost con le funzioni prima descritte

Nel caso delle simulazioni sul leading edge dell'ala, la complessità geometrica era tale per cui si è resa necessaria la modellazione CAD della struttura target su un software dedicato, CATIA V5, e successivamente è stata importata in LS-PrePost. In questo caso l'operazione di meshing è leggermente differente, infatti, all'interno del menu "Element and mesh" non si seleziona la voce "ShapeMesher", ma si seleziona invece "Auto Mesher". In questa modalità si seleziona la geometria da meshare e la dimensione degli elementi desiderata; in automatico il software crea una mesh, il più possibile omogenea e con la dimensione di elementi desiderata, che si adatta alla geometria selezionata. Nei casi in cui si vuole modellare la delaminazione tra i singoli strati del laminato è necessario, nel momento in cui si disegna la geometria della struttura al CAD, disegnare superfici diverse per ciascuna lamina e assicurarsi che l'offset tra le superfici disegnate corrisponda esattamente allo spessore della lamina. Questo è molto im-

portante per assicurare una buona riuscita del contatto tiebreak, utilizzato per modellare il legame interlaminare.

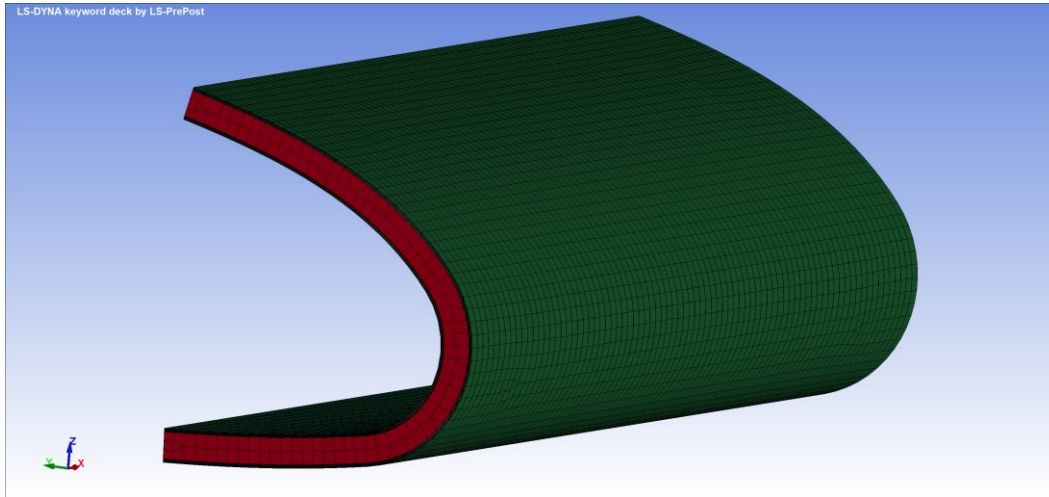


Figura 63: esempio di leading edge modellato in LS-PrePost, partendo da una geometria realizzata a CAD ed importata

Una cosa importante da sottolineare sin da ora, relativa al software LS-DYNA, è che non richiede mai all'utente di inserire unità di misura delle grandezze, questo può generare qualche difficoltà di approccio e adattamento nelle prime battute. La cosa più importante a cui fare attenzione è che il software richiede unità di misura tra di loro consistenti, per cui all'inizio della simulazione va scelto un sistema di unità di misura consistenti e va mantenuto per tutte le grandezze che si vanno ad inserire. Per semplicità sono state adottate le grandezze del Sistema Internazionale.

Modellata la struttura target, lo step successivo è la creazione del volatile. Come è stato descritto nel capitolo 4, si approccia il problema utilizzando la tecnica della modellazione SPH; in particolare si fanno le seguenti ipotesi:

- Raggio della sfera 80 mm;
- Densità del volatile 950 kg/m³;

- Numero di particelle con cui viene discretizzato il volatile pari a 30 in ogni direzione

Queste ipotesi sono tali per cui, la combinazione di densità e dimensione della sfera restituisce una massa del volatile di poco superiore ai 2 kg, che è in linea con quanto richiesto dalle normative di riferimento. La densità di 950 kg/m^3 viene adottata poiché rappresenta acqua o gelatina con il 10% di porosità, che si è visto essere probabilmente il miglior materiale per rappresentare il volatile. Per quanto riguarda il numero di particelle scelto esso rappresenta un compromesso tra accuratezza dei risultati e tempi computazionali.

Da un punto di vista operativo la procedura da seguire in LS-PrePost è la seguente: dal menu *“Element and mesh”* si seleziona *“SPH generation”*, alla voce Method si imposta *“Sphere”*. A questo punto si inseriscono le coordinate del centro della sfera, il valore del raggio, il numero delle particelle nelle tre direzioni e la densità. Si ottiene:

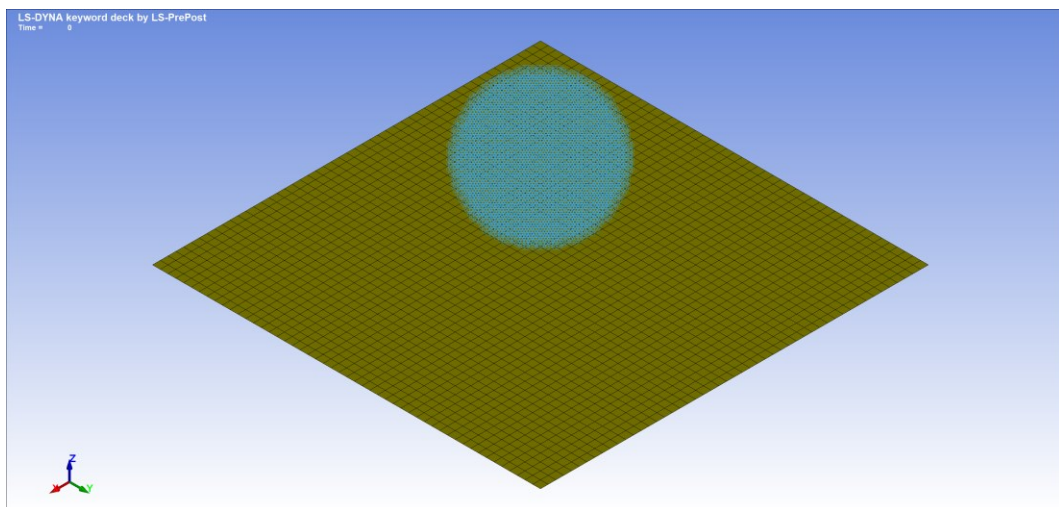


Figura 64: esempio di volatile modellato come SPH in LS-PrePost

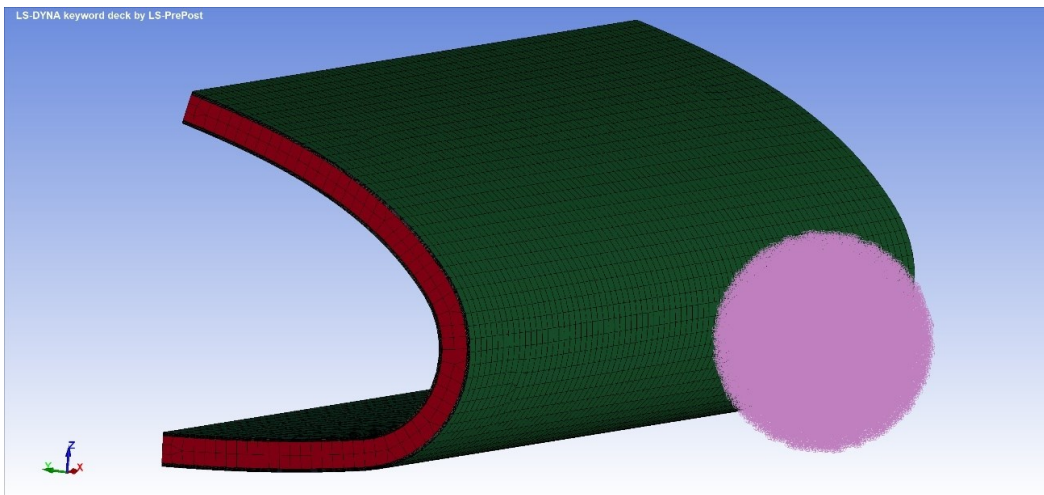


Figura 65: un secondo esempio di volatile modellato come SPH in LS-PrePost

Dato che nella definizione del laminato si dovrà indicare un angolo di inclinazione delle fibre, è necessario che in fase di definizione di materiale si definisca un sistema di riferimento a cui quell'angolo è riferito.

Esistono vari modi di creare un sistema di riferimento, uno molto rapido ed efficace prevede di cliccare sul menu "Model and Part" e successivamente su "Create entity". All'interno del menu che si apre si seleziona la voce "Coordinate" all'interno del gruppo "Define". Selezionando la modalità "Create" viene richiesto di selezionare 3 nodi sulla mesh creata in precedenza, in questo modo viene generato il sistema di riferimento desiderato:

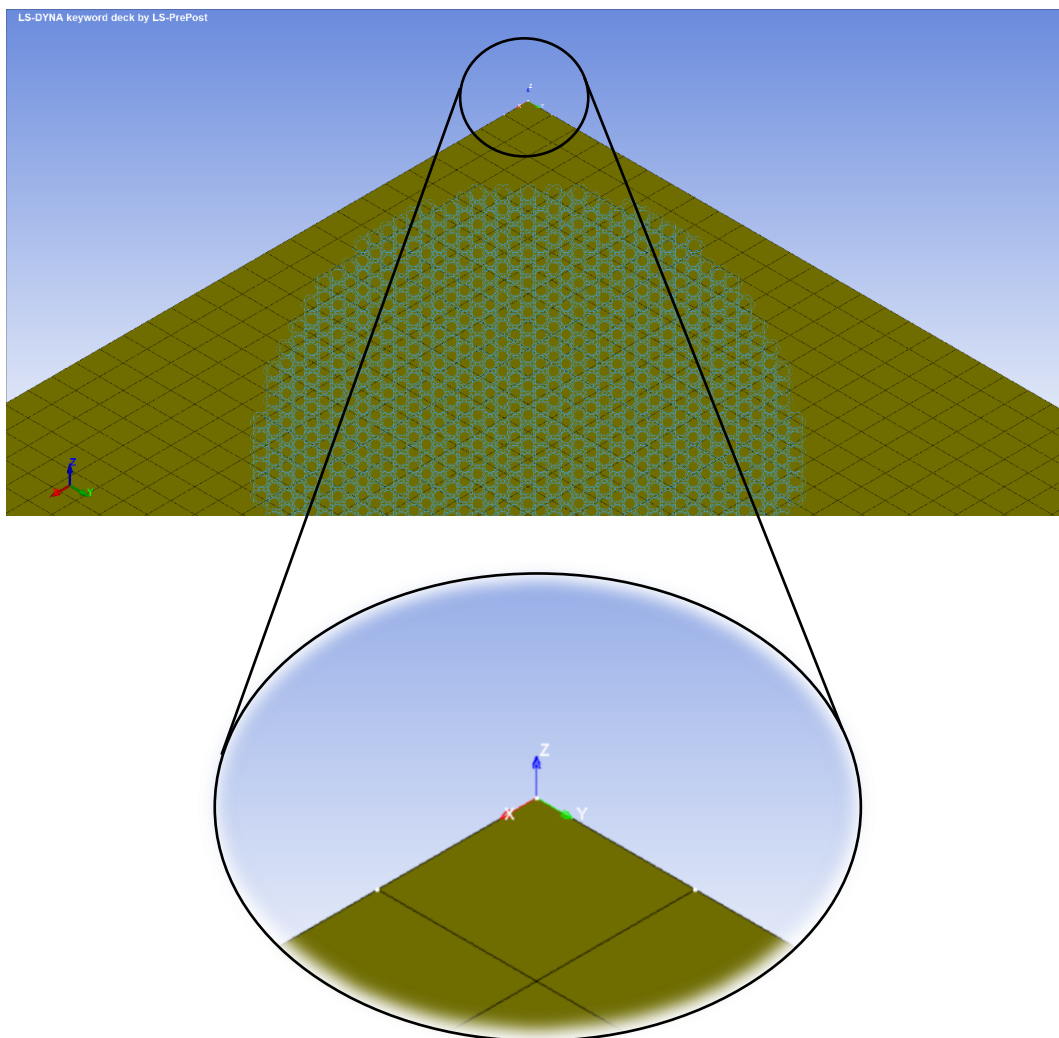


Figura 66: sistema di riferimento creato appositamente per indicare l'orientazione delle fibre di ciascuna lamina

A questo punto è possibile procedere alla creazione dei materiali. Si parte dal modello di materiale composito che, come è stato descritto in precedenza, è il MAT_058. Il materiale reale che si è deciso di implementare in tutte le simulazioni è un composito tessuto con fibre di Carbon-Kevlar (ovvero fibre intrecciate di carbonio e Kevlar con un rapporto 1:1) e una matrice termoindurente epossidica. Il materiale in questione è molto utilizzato in campo aeronautico poiché è un ottimo compromesso tra rigidità, leggerezza, resistenza all'impatto e capacità di assorbimento energetico.

co. Data l'impossibilità di svolgere prove di caratterizzazione sperimentale ad hoc, si è pensato di utilizzare come materiali, sia per le pelli sia per il core, dei materiali personalmente utilizzati durante l'attività di Formula SAE e le cui caratteristiche meccaniche erano disponibili da caratterizzazioni svolte negli anni precedenti.

Le proprietà meccaniche del materiale, necessarie per definire il MAT_058 in LS-PrePost sono:

Simbolo	Significato/Parametro	Valore assegnato
RO	Densità, ρ [kg/m ³]	1431
EA	Modulo elastico in direzione longitudinale (0°), E_a [Pa]	4.89e+10
EB	Modulo elastico in direzione trasversale (90°), E_b [Pa]	4.45e+10
EC	Modulo elastico in direzione normale al piano	-
PRBA	Coefficiente di Poisson in direzione ba, ν_{ba}	0.048
PRCA	Coefficiente di Poisson in direzione ca, ν_{ca}	0.048
PRCB	Coefficiente di Poisson in direzione cb, ν_{cb}	0.3
TAU1	Tensione che corrisponde al cambio di pendenza nella curva τ - γ [Pa]	1.5e+08
GAMMA1	Deformazione in corrispondenza di TAU1	0.02
GAB	Modulo di elasticità tangenziale in direzione ab, G_{ab} [Pa]	3.82e+09
GBC	Modulo di elasticità tangenziale in direzione bc, G_{bc} [Pa]	3.82e+09
GCA	Modulo di elasticità tangenziale in direzione ca, G_{ca} [Pa]	9e+08
SLIMT1	Fattore che determina il limite minimo di stress dopo il raggiungimento di σ_{Tmax} in direzione longitudinale (trazione fibre)	0.01
SLIMC1	Fattore che determina il limite minimo di stress dopo il raggiungimento di σ_{Cmax} in direzione longitudinale (compressione fibre)	1
SLIMT2	Fattore che determina il limite minimo di stress dopo il raggiungimento di σ_{Tmax} in direzione trasversale (trazione matrice)	0.375
SLIMC2	Fattore che determina il limite minimo di stress dopo il	1

	raggiungimento di σ_{cmax} in direzione trasversale (compressione matrice)	
SLIMS	Fattore che determina il limite minimo di stress dopo il raggiungimento di τ_{max}	1
ERODS	Deformazione massima effettiva che determina l'eliminazione degli elementi	0.56
SOFT	Fattore di softening	0.8
FS	Tipologia di failure surface	-1
GMS	Deformazione ingegneristica a taglio che corrisponde alla resistenza a taglio nel piano ab	0.1
XC	Resistenza a compressione in direzione longitudinale, X_c [Pa]	3e+08
XT	Resistenza a trazione in direzione longitudinale, X_T [Pa]	6.8e+08
YC	Resistenza a compressione in direzione trasversale, Y_c [Pa]	2.8e+08
YT	Resistenza a trazione in direzione trasversale, Y_T [Pa]	5.6e+08
SC	Resistenza a taglio nel piano ab, S_c [Pa]	2.1e+08

Tabella 3: proprietà meccaniche del carbon-kevlar necessarie per definire il "MAT-058" in LS-DYNA

Per quanto riguarda il modello di materiale da adottare per il volatile, si vuole modellare un materiale che rappresenti acqua con il 10% di porosità. Per fare ciò innanzitutto si definisce una equazione di stato che descrive il materiale. Tra le possibilità esposte al capitolo 4 viene adottata la formulazione di Mie-Gruneisen, in cui si imposta $C=1647$, $S_1=2.48$ e tutti gli altri parametri nulli. È possibile svolgere questa operazione dal menu "Keyword", selezionando il sottomenu "EOS" e successivamente "EOS GRU-NEISEN".

Va a questo punto definita una sezione per il volatile: dal menu "Keyword" si seleziona la voce "Section" e poi "SPH". I valori dei parametri automatici vanno bene per la maggioranza delle simulazioni e non sono stati modificati. Per creare il modello di materiale dal menu "Keyword" alla voce "MAT" si seleziona "NULL". Nei parametri per definire il materiale si

suggerisce di inserire una pressione di cut-off di $-1e+06$ e una viscosità dinamica di 0.001; in particolare la viscosità dinamica ha una importante funzione stabilizzante del problema.

Per quanto riguarda i casi in cui si modellano strutture sandwich, va considerata anche la modellazione del core. Come esposto al capitolo 6, la soluzione adottata per modellare l'anisotropia intrinseca dei core a nido d'ape è attraverso le curve sforzo-deformazione dei vari modi di sollecitazione. In particolare, il core utilizzato nelle simulazioni è un nido d'ape in Nomex, dello spessore di 20 mm. La scelta è motivata dal fatto che è un materiale di cui sono disponibili dati sperimentali che lo caratterizzano, oltre al fatto che è tipicamente il materiale adottato per strutture sandwich ad alte prestazioni in ambito aeronautico. La prima cosa da fare quindi per definire il modello di materiale del core in LS-PrePost è la definizione delle curve sforzo-deformazione. Per evitare uno sforzo computazionale eccessivo, non si importano in LS-PrePost le effettive curve sforzo-deformazione, ma le si "ingegnerizza" semplificandone la forma e riducendo i punti necessari a definirle. Per definire tali curve nel menu "Keyword" si seleziona la voce "DEFINE" e successivamente "CURVE". Si riporta, a scopo esemplificativo, la curva sforzo deformazione LCA ingegnerizzata che è stata utilizzata.

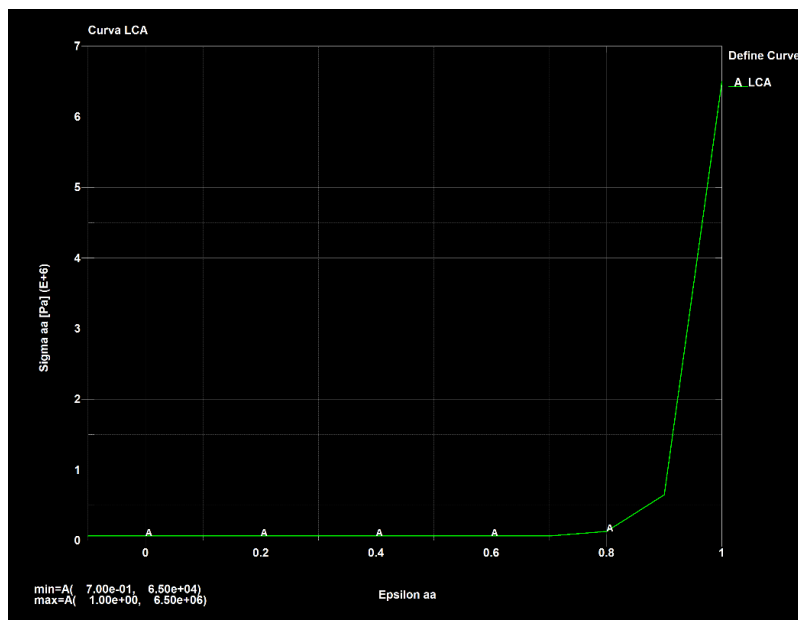


Figura 67: Curva LCA

Una volta che sono state definite tutte le curve necessarie si può passare alla creazione del modello di materiale per il Nomex. Come descritto al capitolo 6, ci si orienta verso il modello di materiale MAT_026 offerto da LS-DYNA. Per selezionarlo si seleziona “MAT” dal menu “Keyword”, e successivamente si sceglie “026-HONEYCOMB”. Si riportano nella seguente tabella le principali voci necessarie per definire il modello di materiale e i relativi valori assegnati.

Simbolo	Significato/Parametro	Valore assegnato
RO	Densità [kg/m ³]	48
E	Modulo di Young per l’honeycomb completamente compattato [Pa]	1.1e+10
PR	Coefficiente di Poisson per l’honeycomb completamente compattato	0.33
SIGY	Tensione di snervamento per l’honeycomb completamente compattato [Pa]	2.2e+08
VF	Volume relativo a cui l’honeycomb è completamente compattato	0.2
MU	Coefficiente di viscosità del materiale (default 0.05)	0.05
LCA	Sforzo σ_{aa} in funzione della deformazione ε_{aa}	Curva LCA

LCB	Sforzo σ_{bb} in funzione della deformazione ε_{bb}	Curva LCB
LCC	Sforzo σ_{cc} in funzione della deformazione ε_{cc}	Curva LCC
LCS	sforzo di taglio in funzione della deformazione di taglio	Curva LCAB
LCAB	sforzo σ_{ab} in funzione della deformazione ε_{ab}	Curva LCAB
LCBC	sforzo σ_{bc} in funzione della deformazione ε_{bc}	Curva LCBC
LCCA	sforzo σ_{ca} in funzione della deformazione ε_{ca}	Curva LCCA
EAAU	Modulo elastico E_{aa} nella configurazione non compressa [Pa]	2.2e+06
EBBU	Modulo elastico E_{bb} nella configurazione non compressa [Pa]	1.4e+06
ECCU	Modulo elastico E_{cc} nella configurazione non compressa [Pa]	4.67e+08
GABU	Modulo di elasticità tangenziale G_{ab} nella configurazione non compressa [Pa]	8.5e+05
GBCU	Modulo di elasticità tangenziale G_{bc} nella configurazione non compressa [Pa]	4.2e+07
GCAU	Modulo di elasticità tangenziale G_{ca} nella configurazione non compressa [Pa]	5.5e+07
TSEF	Deformazione di trazione alla quale l'elemento viene eliminato	0.8
SSEF	Deformazione di taglio alla quale l'elemento viene eliminato	2.0

Tabella 4: Proprietà del Nomex per definire il modello di materiale "026-HONEYCOMB" di LS-DYNA

Anche per il core deve essere creata una "SECTION" opportuna dal menu "Keyword", in particolare si seleziona una "SECTION" di tipo "SOLID". I parametri vanno lasciati tutti di default e nella "ELFORM" si indica il valore 1.

A questo punto vanno associate tutte queste caratteristiche all'entità di particelle SPH e al core creati in precedenza. Si seleziona quindi la "PART" dal menu "Keyword" e si associano la sezione, il materiale e l'equazione di stato corrispondente.

Definiti completamente il volatile e il core, è necessario definire in maniera definitiva anche i laminati. Per inserire il corretto layup desiderato si crea una nuova parte dal menu "Keyword", in particolare si seleziona la voce

“COMPOSITE”. All’interno dell’interfaccia che si apre va selezionata la superficie di riferimento a cosa corrisponde (piano intermedio, faccia superiore o faccia inferiore del laminato) che corrisponde alla voce “NLOC”; alla voce “MID1” si inserisce l’ID del materiale di riferimento creato in precedenza, si inserisce in “THICK1” lo spessore della singola lamina e in “B1” l’angolo formato tra l’asse x del sistema di riferimento associato al materiale e la direzione delle fibre. Nei casi in cui non si desidera modellare la delaminazione, è possibile assegnare l’intero laminato ad una singola parte aggiungendo all’interno della stessa interfaccia utente tutte le lamine con il proprio spessore e angolo di rotazione. Se invece si vuole modellare la delaminazione, ad ogni lamina dovrà corrispondere una specifica “PART” – “COMPOSITE” in cui si riporta nel layup solamente un singolo strato.

Arrivati a questo punto le nuove parti create non sono ancora state associate alle mesh create in precedenza. Per fare ciò bisogna utilizzare l’operatore “Move or Copy”, presente nel menu “Element Tools”; va selezionata come parte target su cui trasferire gli elementi quella creata con l’operazione Part – Composite e vanno selezionati come elementi da trasferire quelli associati alla mesh creata in precedenza. A questo punto, una volta eseguita questa operazione, la parte da cui sono stati prelevati gli elementi è vuota e può essere eliminata.

Il prossimo passo di modellazione è fare interagire tra di loro i corpi creati, ovvero definire un contatto. Come analizzato nel capitolo 4, se si utilizza l’approccio SPH per modellare il volatile, la modalità di contatto più adatta per definire l’interazione tra volatile (fluido) e struttura target è l’algoritmo *particles-to-surface*. L’algoritmo in LS-DYNA che ne riproduce la logica è quello “AUTOMATIC NODES TO SURFACE” presente alla voce

“CONTACT” del menu “KEYWORD”. Vanno inseriti come coefficiente di attrito statico il valore 0.3, invece si assume un valore di coefficiente di attrito dinamico pari a 0.2. Nei contatti *penalty based* va sempre definito un corpo slave e un corpo master: in questo caso si imposta il volatile come slave e il pannello come master. Nei casi in cui si modella solamente un laminato, senza modellare la delaminazione, basta definire un solo contatto tra volatile e struttura. Nei casi in cui si modella anche il core e/o la delaminazione (ovvero ci sono tante parti distinte tante quante sono le effettive lamine) vanno definiti molteplici contatti tra volatile e struttura target; in particolare uno per ogni parte della struttura esistente.

Una ulteriore tipologia di contatto da definire, nel caso in cui si vada a modellare la delaminazione, è il contatto tra i vari strati del laminato. Come spiegato al capitolo 6, la modalità più adeguata per modellare il legame interlaminare è l'utilizzo di un contatto di tipo “CONTACT_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK”. Va implementato questo tipo di contatto per ogni coppia di lamine adiacenti. I principali parametri da inserire per definire questo tipo di contatto sono:

Simbolo	Significato/Parametro	Valore assegnato
SURFA	Superficie A (Slave)	Si seleziona la superficie opportuna per ciascuna lamina
SURFB	Superficie B (Master)	Si seleziona la superficie opportuna per ciascuna lamina
SURFATYP	Tipologia per la superficie A	0 (segment set)
SURFBTYP	Tipologia per la superficie B	0 (segment set)
FS	Coefficiente di attrito statico	0.3
FD	Coefficiente di attrito dinamico	0.2
OPTION	Tipologia di risposta	OPTION 8: opzione adeguata ad un contatto tra elementi shell con offset
NFLS	Normal failure stress [Pa]	1.22e+07

SFLS	Shear failure stress [Pa]	4.86e+07
PARAM	Parametro che assume diversi significati in base al valore di OPTION	3.3e-05 per l'option 8 rappresenta la distanza critica CCRIT, in metri, alla quale la rottura dell'interfaccia è completa

Tabella 5: parametri fondamentali per definire il "CONTACT_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK" in LS-DYNA

Oltre ai contatti tra corpi/parti diverse, si rende necessaria, ai fini di una corretta simulazione, l'implementazione di una seconda tipologia di contatti. A causa delle elevate deformazioni a cui la struttura target potrebbe essere sottoposta, uno scenario non trascurabile è l'interazione/collisione di elementi appartenenti alla stessa parte. Per esempio, una lamina che si ripiega su sé stessa e gli elementi del core che tra loro interagiscono.

Si implementano quindi due tipi di contatti appositi per ciascuna di queste due situazioni:

1. "CONTACT - AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE": contatto per garantire l'interazione tra gli elementi di una stessa lamina;
2. "CONTACT - INTERIOR": contatto per garantire l'interazione degli elementi solidi che costituiscono il core. Quando elementi solidi sono soggetti ad elevate compressioni possono andare incontro a problemi numerici di volume negativo e terminazione della simulazione. Per ovviare a questi problemi è opportuno introdurre in contatto di tipo interior.

Definiti i corpi e la loro interazione, vanno impostate le condizioni al contorno del problema. In particolare, si comincia definendo i vincoli sulla struttura target. Dato che sia il pannello piano sia il leading edge di un'ala sono piccole porzioni delle strutture reali, si assume di vincolare tutti i

gradi di libertà dei nodi di bordo delle strutture target. Si procede selezionando il menu “*Model and Part*”, successivamente “*Create Entity*”. Alla voce “*Boundary*” si seleziona “*Spc*”, ovvero vincoli, e selezionando il set di nodi di bordo si bloccano tutti i gradi di libertà relativi.

La condizione al contorno lato volatile è rappresentata dalla velocità iniziale. Per impostarla, nel menu “*Model and Part*” si seleziona “*KEYWORD*”, alla voce “*INITIAL*” si seleziona “*VELOCITY_GENERATION*”. All’interno dell’interfaccia che si apre è possibile impostare la velocità iniziale per componenti e selezionare il corpo a cui è riferita. Nel caso in esame vengono eseguite le simulazioni alla velocità iniziale di 60 m/s;

Una volta che sono impostate le condizioni al contorno il modello agli elementi finiti è fondamentalmente pronto, ma per garantire una buona riuscita della simulazione vanno impostati una serie di parametri di controllo che si vanno ad elencare di seguito:

- Definire una *bulk viscosity*, per stabilizzare l’algoritmo. In particolare, vengono consigliati in letteratura un coefficiente di viscosità quadratica pari a 2 e un coefficiente di viscosità lineare pari a 0.25;
- Impostare un tempo di simulazione: come compromesso tra sforzo computazionale e durata del fenomeno fisico si imposta una durata di 0.02 s per impatti a 60 m/s;
- Impostare un *timestep* di calcolo degli output e visualizzazione: anche qui come compromesso tra costo computazionale e accuratezza dei risultati si impostano un *timestep* di 0.0001 s per impatti a 60 m/s

Completati tutti questi passaggi si è pronti a lanciare la simulazione e analizzare i risultati.

7.2 Analisi dei risultati del bird strike su laminato piano quadrato, senza modellazione della delaminazione

Si parte ad analizzare i risultati dalla simulazione più semplice, ovvero l'impatto contro un laminato piano senza modellazione della delaminazione. In questa simulazione è stato considerato un layup del tipo $[0,45]_{16}$, ciascuna lamina di carbon-kevlar ha uno spessore di 0.3 mm per cui si ottiene un pannello dello spessore totale di 9.6 mm.

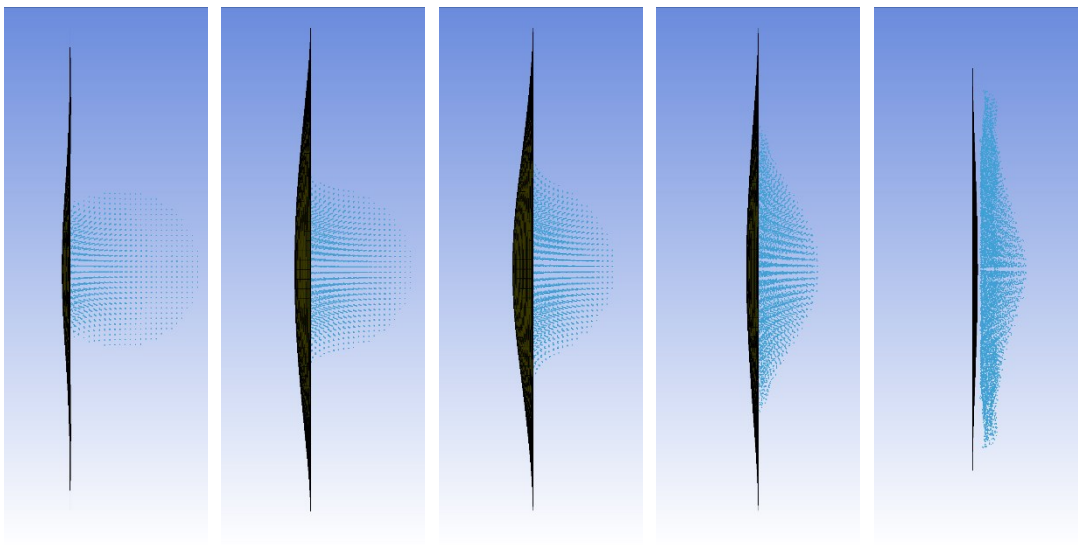


Figura 68: sequenza temporale dell'impatto

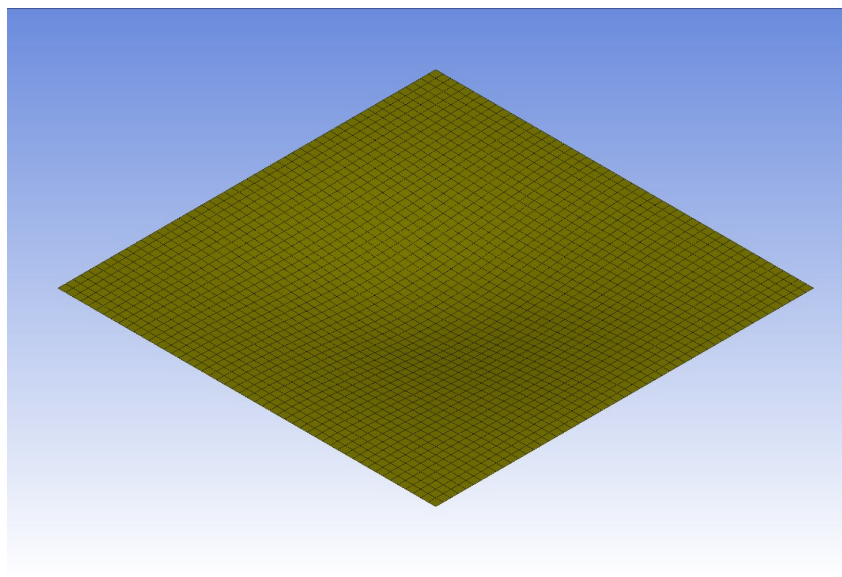


Figura 69: Vista isometrica in corrispondenza della massima deformazione del pannello

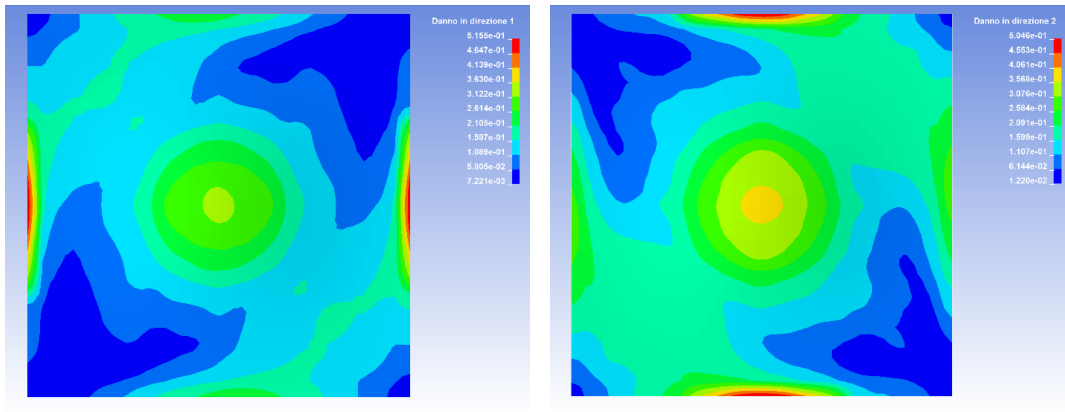


Figura 70: Massimo danno sul laminato in direzione 1 e 2 a causa dell'urto

Andando a graficare l'andamento temporale della coordinata z del nodo centrale del tempo, si ottiene il seguente grafico:

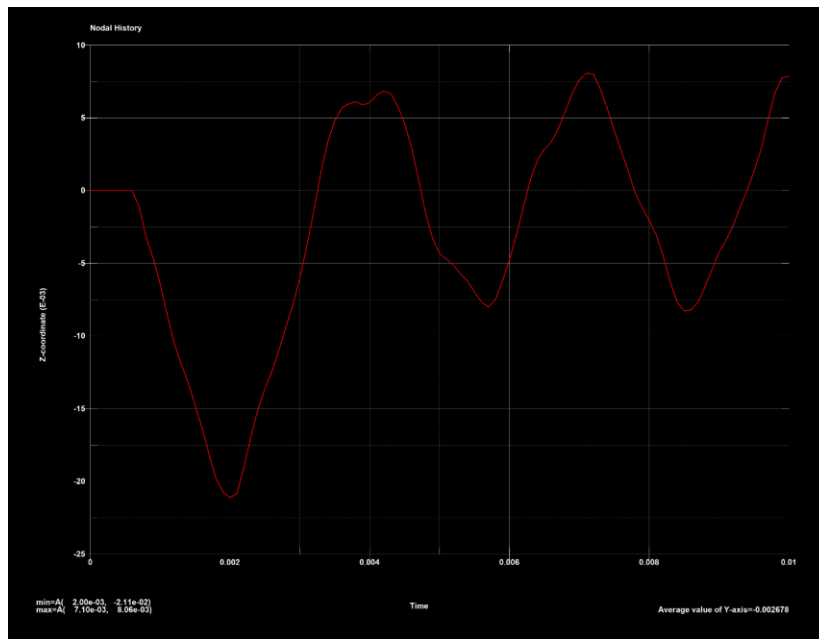


Figura 71: freccia verticale del nodo centrale del pannello

Da quello che si evince combinando le informazioni, l'impatto inizia dopo circa 0.6 ms e può considerarsi concluso dopo circa 4 ms. La massima freccia verticale del nodo centrale corrisponde a circa 21 mm verso il basso. Una volta avvenuto l'impatto, il piatto di carbon-kevlar va incontro ad una oscillazione attorno alla posizione di equilibrio che presenta una ampiezza

iniziale di circa 7.5 mm. Il fenomeno vibratorio nel tempo va ad esaurirsi, ma in un tempo ampiamente superiore a quello simulato.

Dagli screenshot relativi al danno in direzione 1 (danno sulle fibre) e al danno in direzione 2 (danno sulla matrice) è possibile notare che il pannello non raggiunge mai un danno superiore 52% in nessuna delle due direzioni principali, per cui il pannello può considerarsi integro a valle dell'urto.

7.3 **Analisi dei risultati del bird strike su Bird strike su laminato piano quadrato, includendo la modellazione della delaminazione**

In questa simulazione si modella il laminato come sovrapposizione di singole lamine collegate l'una all'altra da un legame interlaminare. Modellando la delaminazione, e quindi la necessità di modellare separatamente ogni lamina, incrementano sensibilmente sia il numero di contatti sia il numero di nodi ed elementi; di conseguenza anche il costo computazionale cresce.



Figura 72: singole lamine modellate come elementi shell, con a video gli spessori

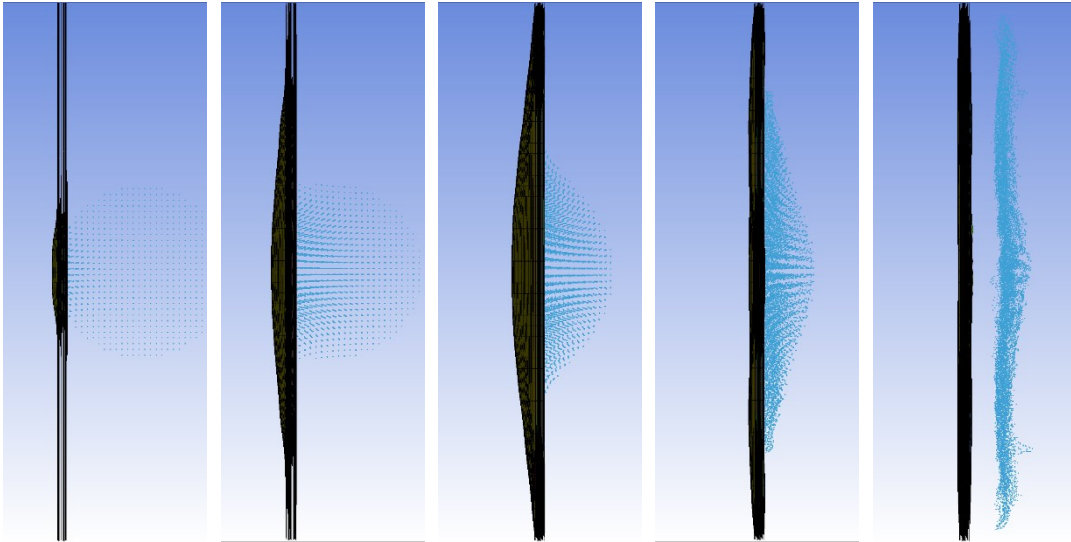


Figura 73: sequenza temporale dell'impatto

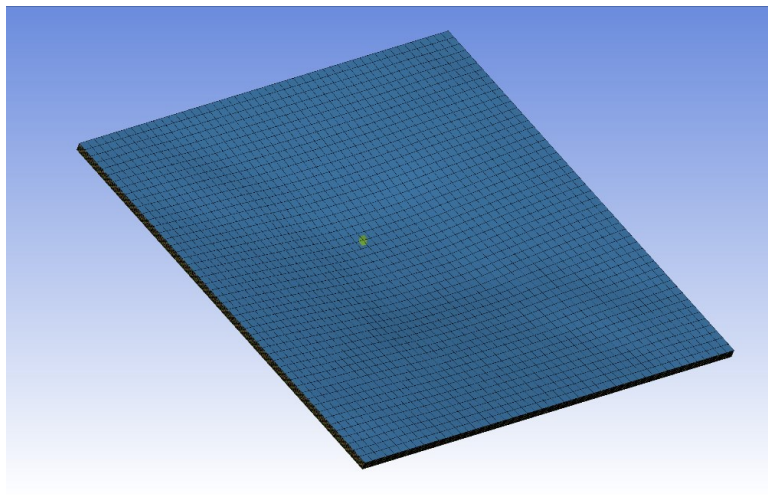


Figura 74: Vista isometrica in corrispondenza della massima deformazione del pannello

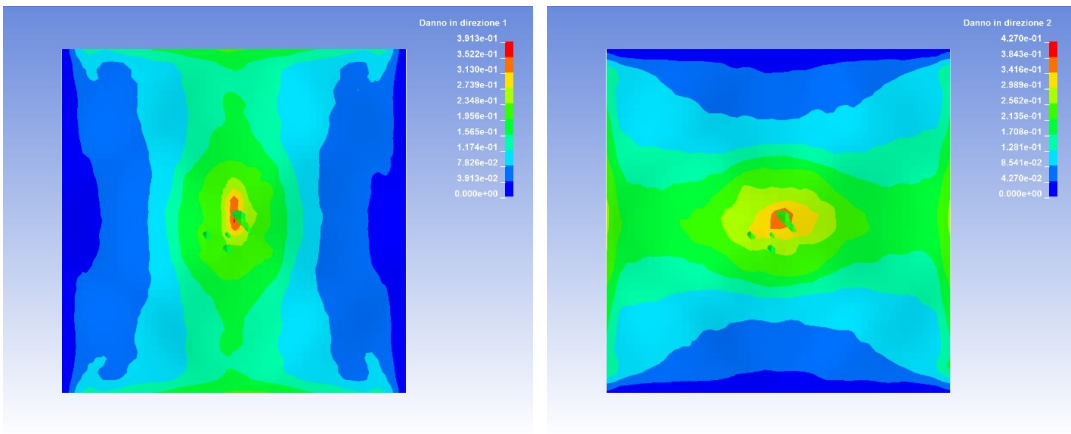


Figura 75: Massimo danno sul laminato in direzione 1 e 2 a causa dell'urto

Andando a graficare l'andamento temporale della coordinata z del nodo centrale del tempo, si ottiene il seguente grafico:

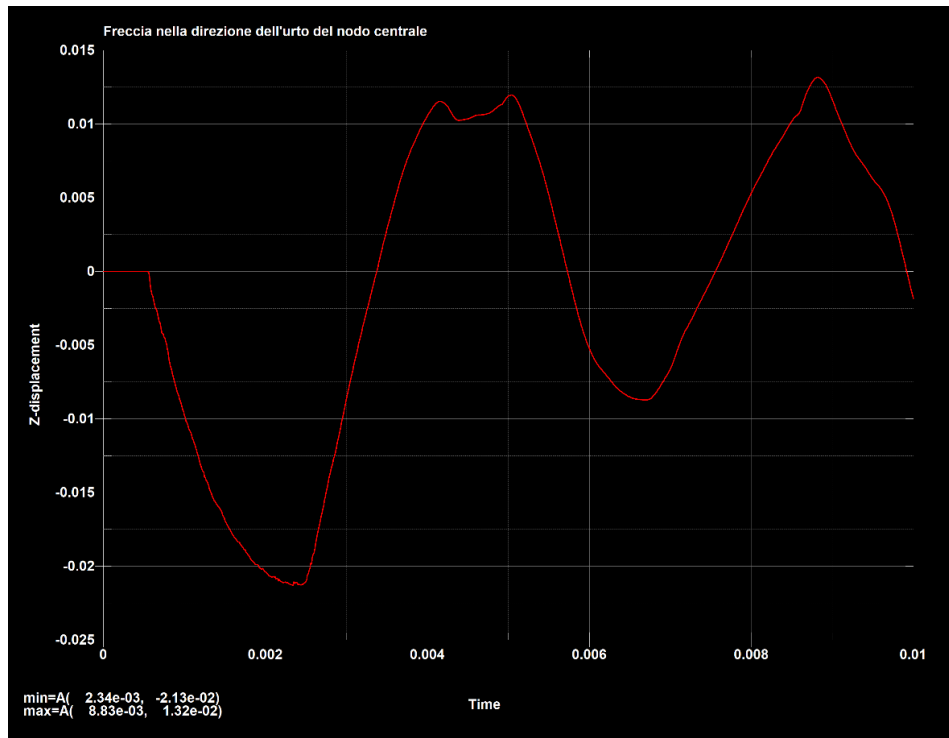


Figura 76: freccia verticale del nodo centrale del pannello

Anche questa simulazione è stata condotta a 60 m/s, il laminato utilizzato nella simulazione era composto da 32 pelli, con sequenza di laminazione [0,45]₁₆. Per cui il laminato è esattamente identico a quello della precedente simulazione, ma cambia la modellazione FEM. È possibile notare dai grafici precedenti che si ottiene una freccia verticale massima del nodo centrale di circa 21.3 mm, estremamente paragonabile ai 21 mm della precedente simulazione. È invece interessante notare che modellando in questo modo il laminato si ottengono dei valori di danno sul composito inferiori al caso precedente e anche le posizioni di massimo danno differiscono; in quest'ultima simulazione il laminato, infatti, non raggiunge il 43% di danno in direzione 2 ed il 40% in direzione 1 ed è maggiormente danneggiato

negli elementi centrali direttamente investiti dall'urto. Anche in questo caso quindi il pannello resta integro a valle dell'impatto. Altro aspetto interessante è che il legame interlaminare non si rompe, ovvero le tensioni che si innescano tra le lamine a causa delle deformazioni dovute all'impatto sono inferiori alla soglia necessaria per portare a delaminazione il componente. Una ulteriore differenza rispetto alla precedente versione senza modellare la delaminazione è che le oscillazioni a valle del picco di deformazione sono molto più ampie in questo secondo caso, oltre 10 mm di ampiezza di oscillazione a fronte dei 7.5 mm del caso precedente.

7.4 Analisi dei risultati del Bird strike su pannello sandwich piano quadrato, includendo la modellazione della delaminazione

In questa simulazione si passa a modellare una tipologia di pannello sandwich, che può iniziare ad essere rappresentativo di strutture aeronautiche reali. In particolare, si considera un pannello piano con un core in Nomex da 20 mm di spessore e laminato come sovrapposizione di singole lamine collegate l'una all'altra da un legame interlaminare. Modellando la delaminazione, e quindi la necessità di modellare separatamente ogni lamina, incrementano sensibilmente sia il numero di contatti sia il numero di nodi ed elementi; di conseguenza anche il costo computazionale cresce. Come pelli utilizzate si considera ancora un tessuto di carbon-kevlar con spessore di 0.3 mm per ogni lamina. Il laminato proposto in questo caso prevede undici pelli per lato, con un laminato cross-ply (ovvero un laminato $[0^\circ, 45^\circ]_n$ fino ad arrivare ad undici pelli). Anche in questo caso si esegue una simulazione di impatto con velocità iniziale 60 m/s.

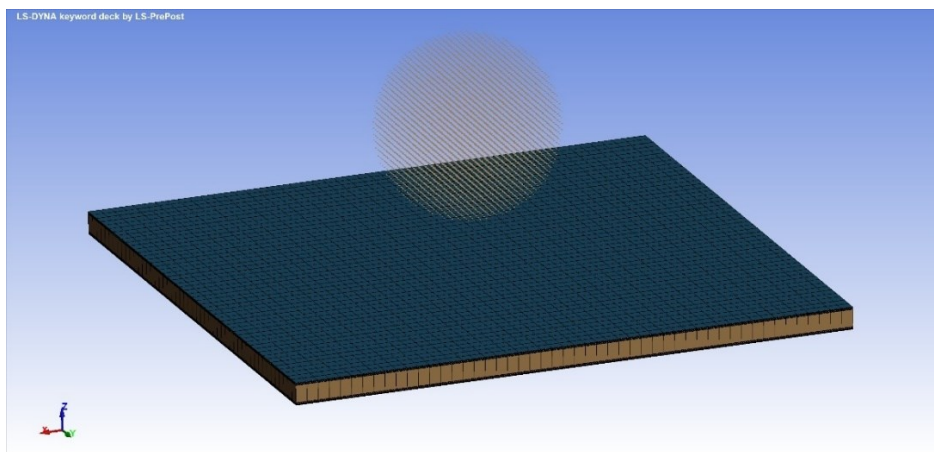


Figura 77: vista prospettica del pannello sandwich

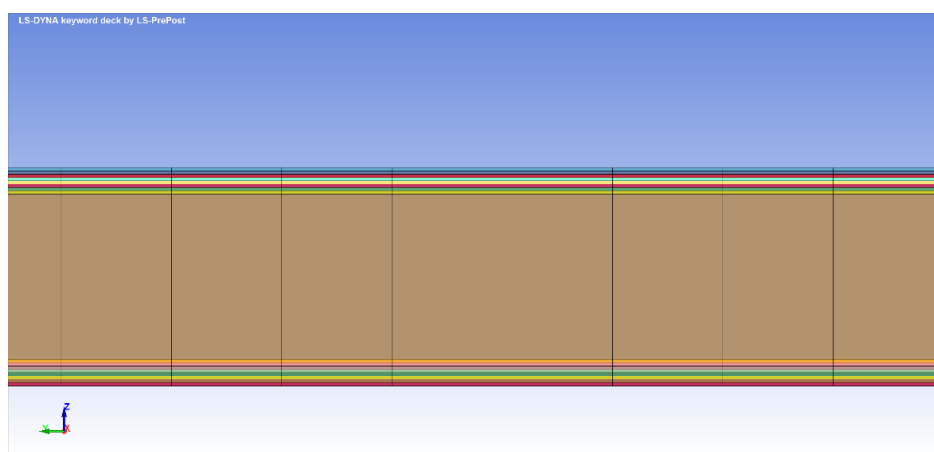


Figura 78: vista di dettaglio della sovrapposizione delle pelli del laminato, con lo spessore delle shell a vista

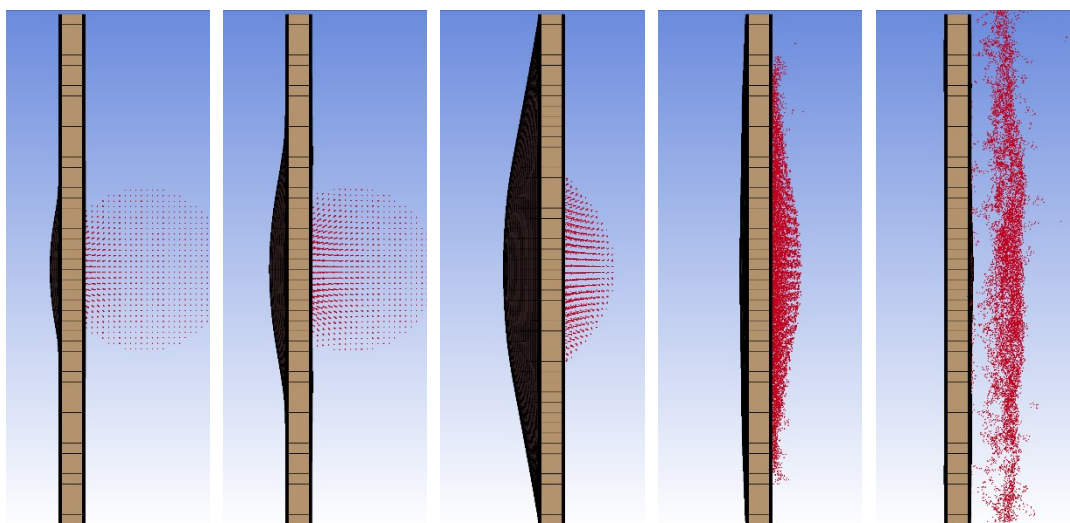


Figura 79: sequenza temporale dell'impatto

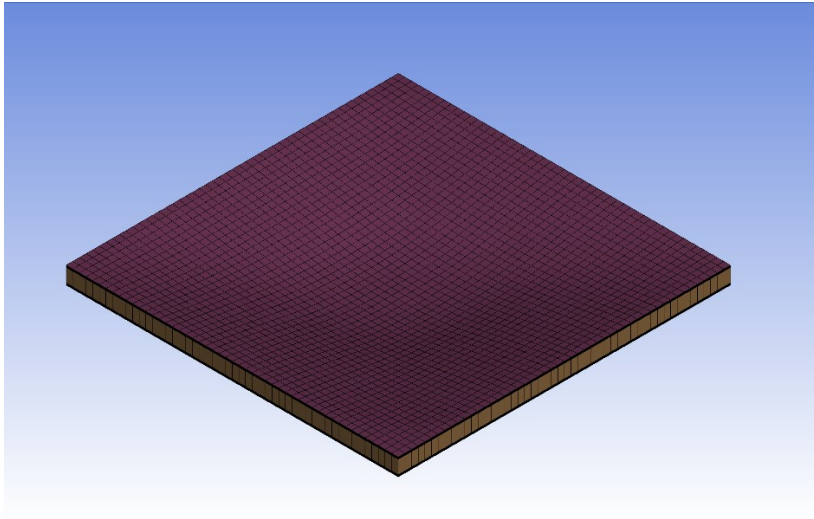


Figura 80: Vista isometrica in corrispondenza della massima deformazione del pannello

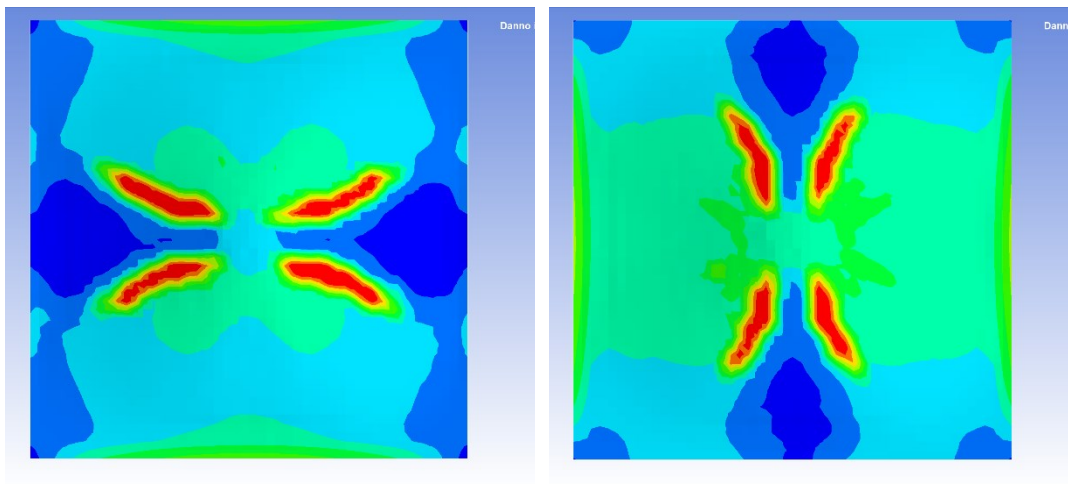


Figura 81: Massimo danno sul laminato in direzione 1 e 2 a causa dell'urto

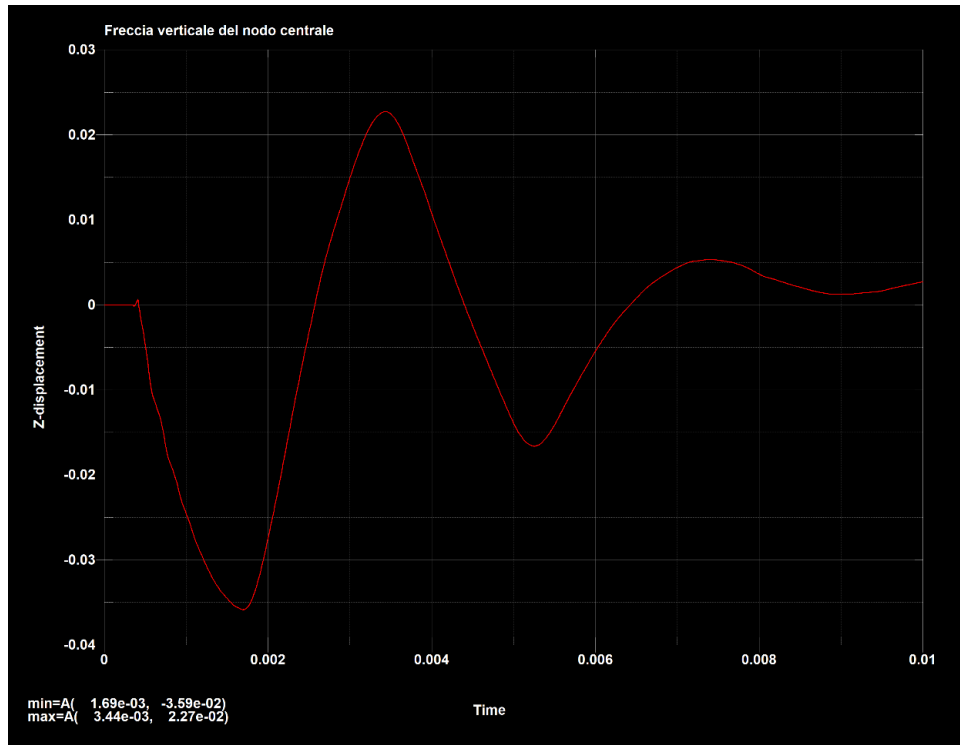


Figura 82: freccia verticale del nodo centrale del pannello

Dall'analisi dei risultati di questa simulazione è possibile cogliere alcuni aspetti estremamente interessanti: per prima cosa si vede che, a fronte di una velocità di impatto ben superiore rispetto ai casi precedenti, si ottiene una freccia verticale massima di 36 mm. Questo evidenzia la notevole rigidità flessionale dei pannelli sandwich rispetto ai semplici laminati. Essendo però la struttura estremamente rigida è inferiore la freccia verticale necessaria per portare a cedimento il pannello. Come si vede infatti dalla figura 72, sia in direzione 1 sia in direzione 2 l'indice di danno di una lamina raggiunge il valore unitario in un numero non indifferente di elementi. Il pannello, quindi, raggiunge il cedimento sia per rottura delle fibre sia per danneggiamento della matrice. Analizzando la situazione lamina per lamina si nota che le lamine che raggiungono il cedimento totale sono le prime due a contatto con l'honeycomb, da ambo i lati del sandwich. La rottura del pannello non è catastrofica poiché le deformazioni a

cui vanno incontro gli elementi sono inferiori alla soglia limite impostata per innescare la soppressione degli elementi. Tenuto conto della velocità dell'impatto una risposta di questo tipo del pannello è interessante: l'assenza di una rottura catastrofica limita fortemente i rischi per i passeggeri e consente di considerare un layup di questo tipo come indicativo e idoneo a sopportare un impatto di bird strike di questa entità.

7.5 Analisi dei risultati del Bird strike sul leading edge di un'ala in struttura sandwich, includendo la modellazione della delaminazione

Con la simulazione precedente si è raggiunto un elevato livello di complessità e il realismo lato layup, mentre la struttura era piuttosto semplificata. Con la prossima simulazione si intende mantenere il dettaglio prima raggiunto sulla modellazione dei layup e considerare una struttura realistica come il leading edge di un'ala. Il punto di partenza è il disegno delle geometrie di riferimento: essendo geometrie complesse non è possibile generarle direttamente dall'ambiente FEM, ma bisogna appoggiarsi ad un software CAD. In particolare, è stato utilizzato CATIA V5, software particolarmente adatto per il disegno di superfici *"free-shape"*. Sono state disegnate tutte le pelli del laminato come superfici, ciascuna con un offset dalla precedente che tenesse conto dello spessore delle pelli. Sono state considerate due versioni di leading edge su cui eseguire il bird strike che differiscono per raggio di raccordo adottato e numero di pelli dei laminati del pannello sandwich. Si riportano di seguito le informazioni sulle due versioni di leading edge:

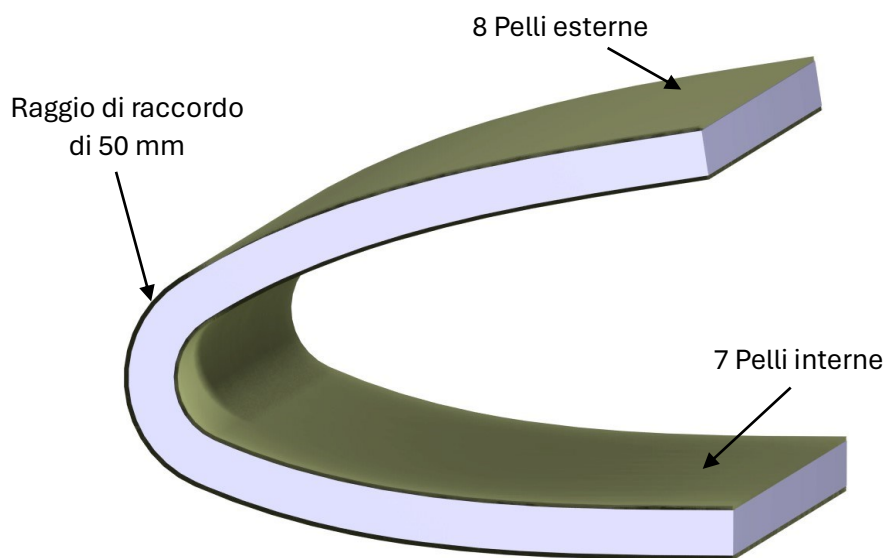


Figura 83: prima configurazione di geometria di ala e layup adottato

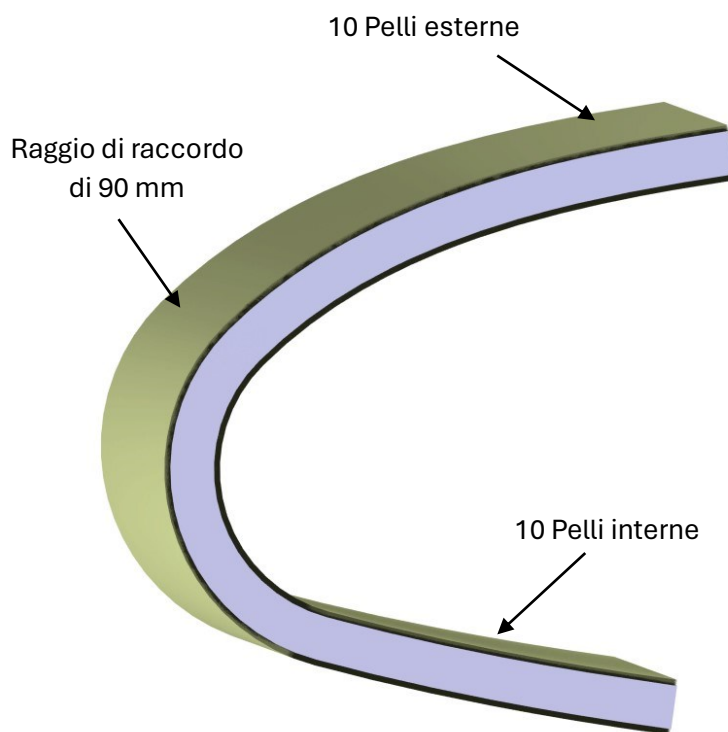


Figura 84: seconda configurazione di geometria di ala e layup adottato

Come core viene adottato un Nomex da 20 mm, mentre le pelli sono il solito tessuto di carbon-kevlar con spessore di 0.3 mm per ogni lamina. Si ese-

gue una simulazione con velocità di impatto 60 m/s sulla prima tipologia di leading edge, ovvero la versione con layup più scarico e raggio di raccordo minore. Di seguito si riportano i risultati dell'analisi.

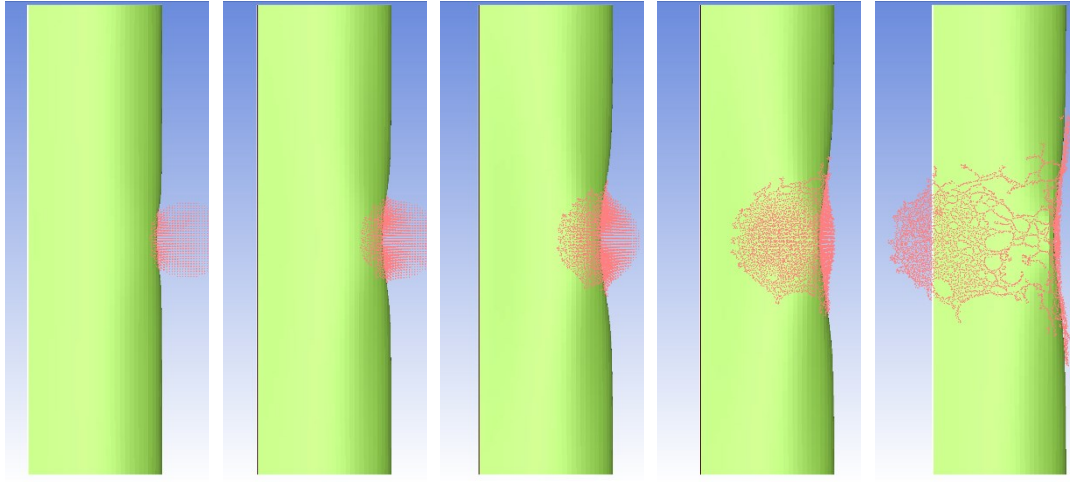


Figura 85: sequenza temporale dell'impatto

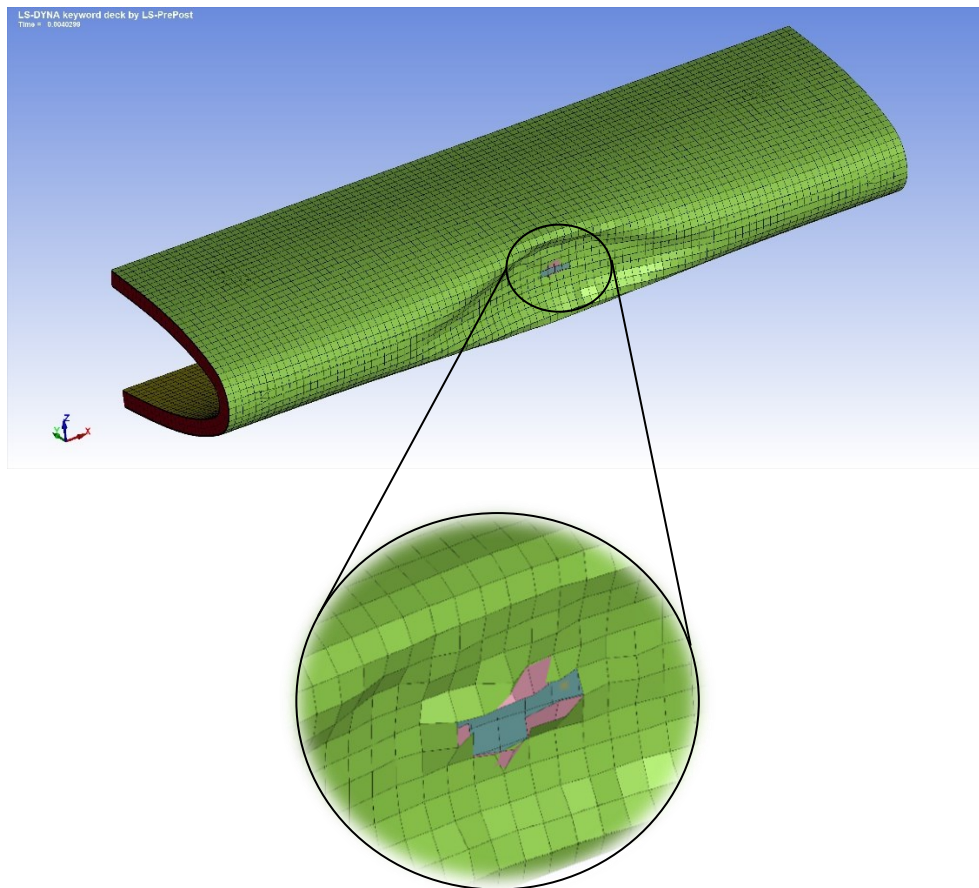


Figura 86: Massima deformazione dell'ala durante l'impatto e dettaglio della rottura e delaminazione delle pelli

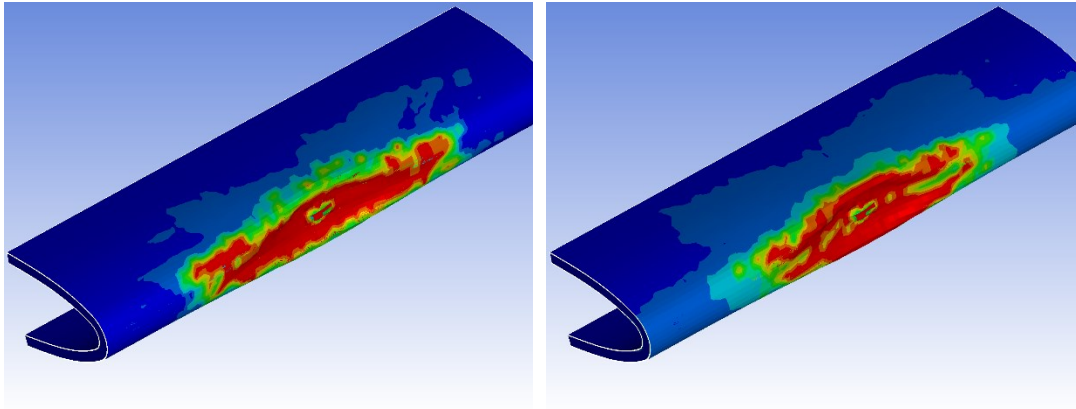


Figura 87: Massimo danno sul laminato in direzione 1 e 2 a causa dell'urto

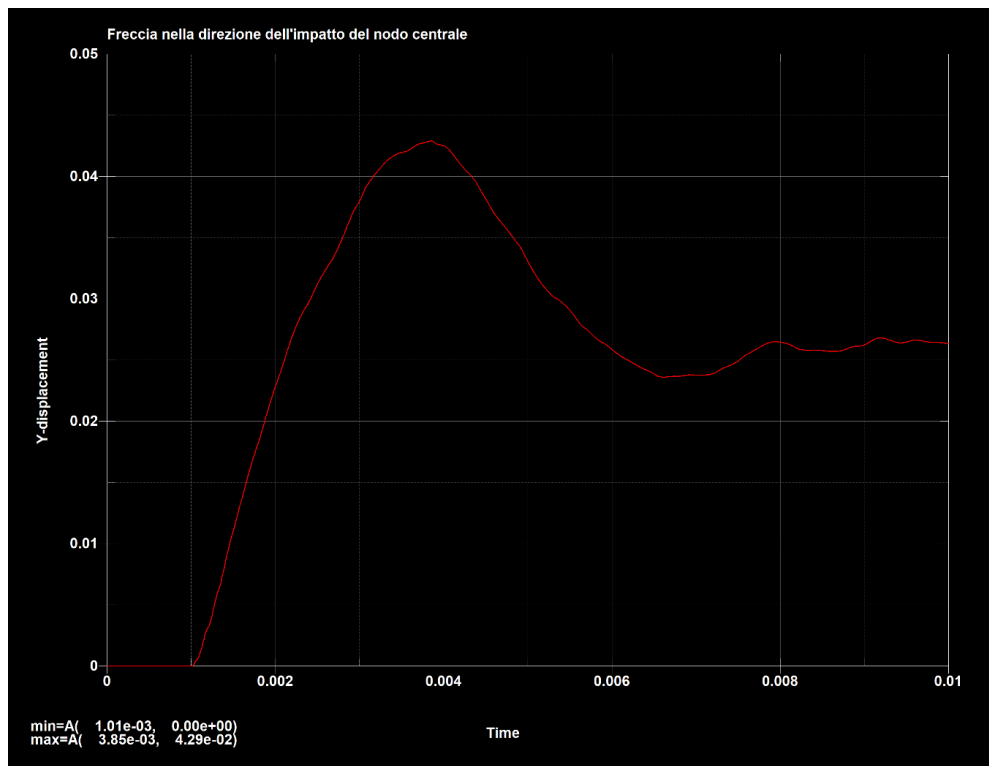


Figura 88: freccia nella direzione dell'impatto del nodo centrale del pannello

Dall'analisi dei risultati si traggono informazioni molto interessanti: innanzitutto si vede che a causa dell'impatto si ha un cedimento del leading edge con una rottura e delaminazione localmente nel punto di impatto. A causa delle elevate deformazioni degli elementi direttamente coinvolti nell'impatto si attiva l'opzione "ERODE", ovvero vengono eliminati alcuni

elementi evidenziando anche visivamente una rottura. Dall'analisi dei parametri di danno si notano estese zone in cui si raggiunge il 100% di danno sia sulla fibra sia sulla matrice, per cui il pannello è evidentemente andato a cedimento. Tuttavia, si evince come la rottura non sia catastrofica con una totale penetrazione del volatile attraverso il pannello, ma comunque accettabile ai fini della sicurezza dei passeggeri. In questa simulazione si apprezza la potenza della modellazione della delaminazione che riesce a cogliere la rottura e la separazione delle lamine durante l'urto. Altro aspetto interessante è il grafico sugli spostamenti: si nota che a valle del picco di deformazione c'è un ritorno elastico della struttura, ma si evidenzia una freccia residua di circa 25 mm in parte dovuta alla deformazione delle pelli, in parte dovuta ad una compressione dell'honeycomb.

L'indicazione che si può trarre, confrontando i risultati con quelli del pannello piano, è che il layup più scarico viene maggiormente stressato e va a rottura più facilmente, inoltre il ridotto raggio di raccordo riduce l'area iniziale di contatto tra volatile e struttura, aumentando sia la pressione locale sia la deformazione degli elementi investiti dall'urto: le elevate deformazioni locali degli elementi portano alla lacerazione delle prime pelli del laminato esterno.

Sulla base di questi ragionamenti è stata analizzata una seconda configurazione con un layup irrobustito e un raggio di raccordo aumentato per ridurre queste criticità.

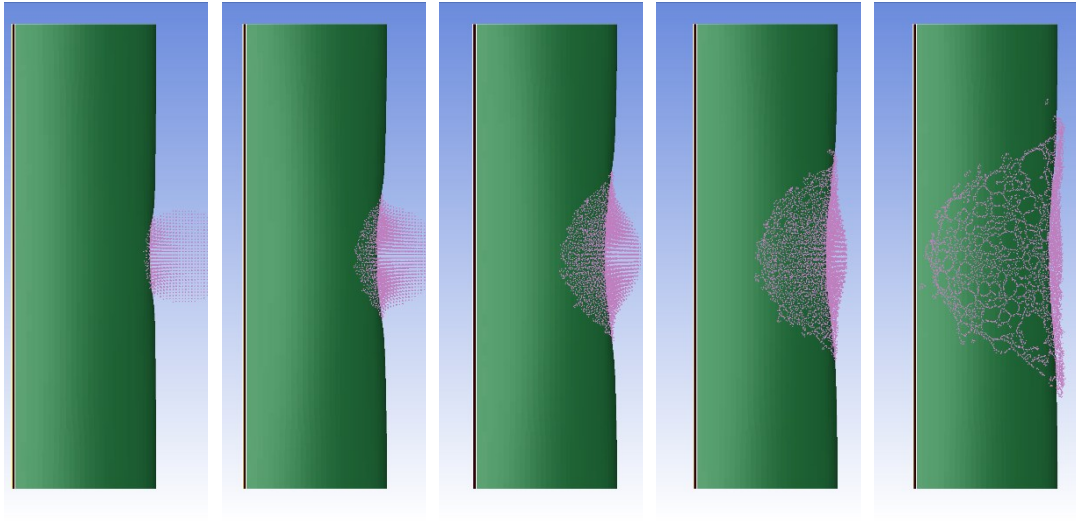


Figura 89: sequenza temporale dell'impatto della seconda configurazione di leading edge con raggio di raccordo aumentato e layup rinforzato

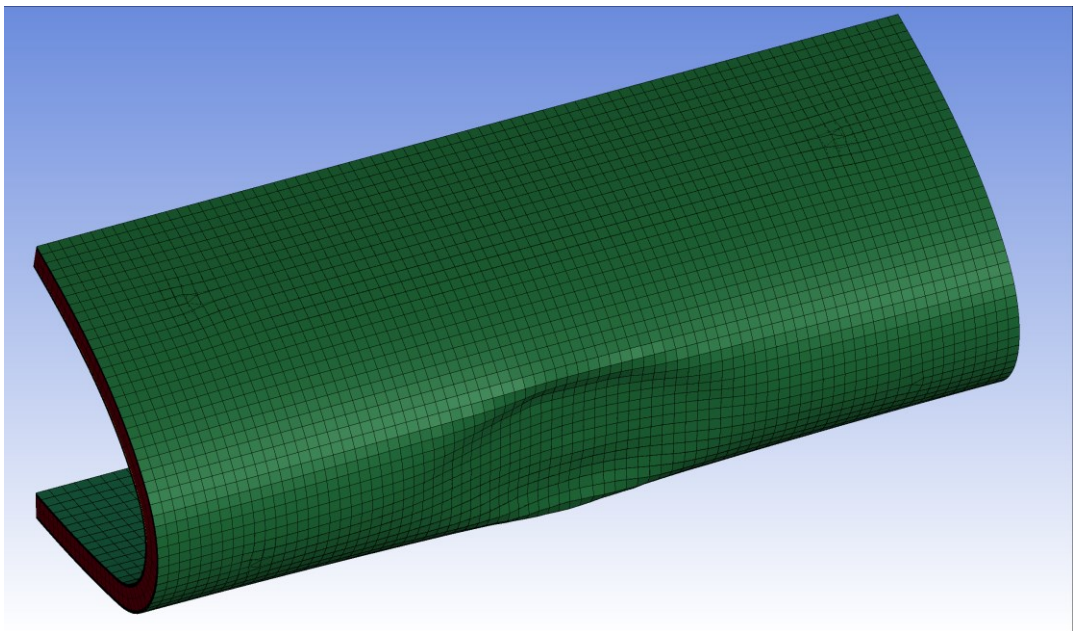


Figura 90: Massima deformazione dell'ala durante l'impatto; a differenza della precedente configurazione non si evidenzia eliminazione degli elementi nella zona di contatto

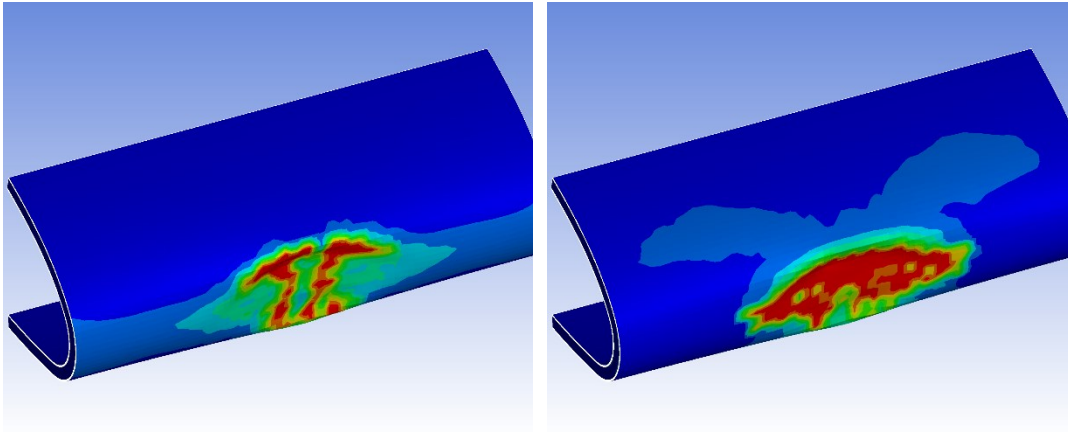


Figura 91: Massimo danno sul laminato in direzione 1 e 2 a causa dell'urto

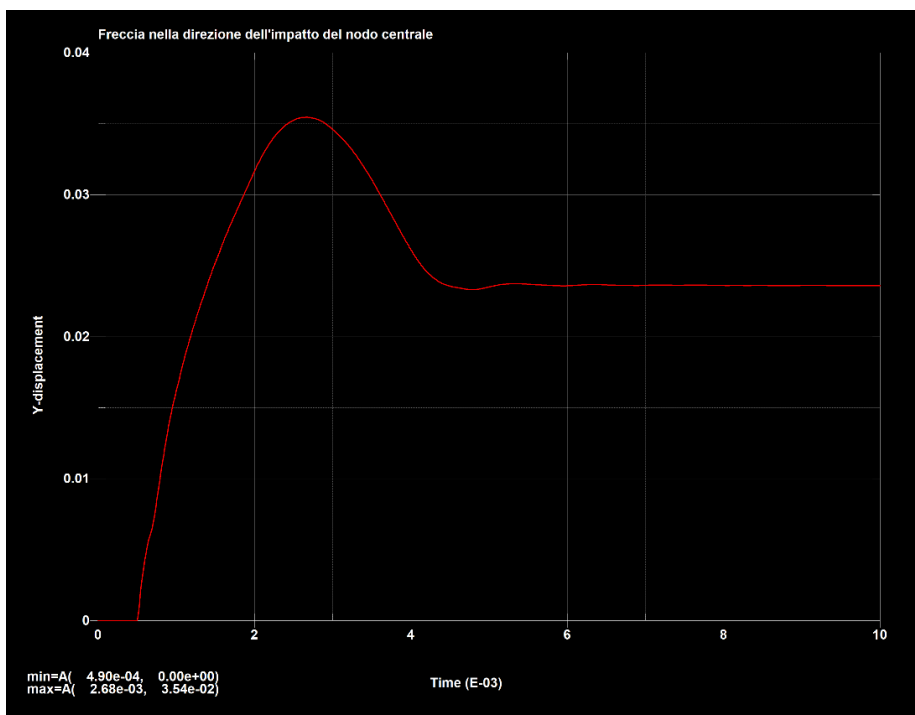


Figura 92: freccia nella direzione dell'impatto del nodo centrale

Anche per questa seconda configurazione di ala la simulazione di impatto è stata eseguita a 60 m/s ed è dunque possibile eseguire un confronto sui risultati. Si nota che la freccia massima nella direzione dell'impatto si riduce da 43 mm a 35 mm, così come anche la deformata residua passa da circa 27 mm a 23 mm. Oltre a questo, anche l'estensione delle aree in cui i

parametri di danno risultano pari a 1 (100% danno) sono inferiori e nella zona di impatto le deformazioni locali degli elementi risultano più contenute rispetto alla precedente configurazione: questo aspetto fa sì che non si inneschi la funzione di erosione e non vengano eliminati degli elementi. Anche in questo caso la compressione dell'honeycomb e la deformazione delle pelli fanno sì che la struttura resti permanentemente deformata. Si evince dunque che la combinazione di un layup rinforzato ed un leading edge con raggio di raccordo leggermente più ampio portano ad un evidente beneficio nella capacità della struttura di resistere al bird strike.

7.6 Analisi dei risultati del Bird strike sul leading edge di un'ala in struttura sandwich, includendo la modellazione della delaminazione, con l'aggiunta di centine di rinforzo

L'ulteriore sviluppo nella configurazione del leading edge è stata l'aggiunta di centine di rinforzo. Tipicamente le centine di rinforzo sono uno strumento adottato in ambito aeronautico per conferire maggiore rigidità e resistenza alle strutture cave, come per esempio un'ala di un aereo, mantenendo il layup generale più scarico. La configurazione di ala presa in considerazione è la prima delle due presentate al paragrafo precedente, ovvero quella con raggio di raccordo minore e layup più scarico. Sono state considerate 3 centine di rinforzo in alluminio spesse 3 mm, distanziate l'una dall'altra di 250 mm.

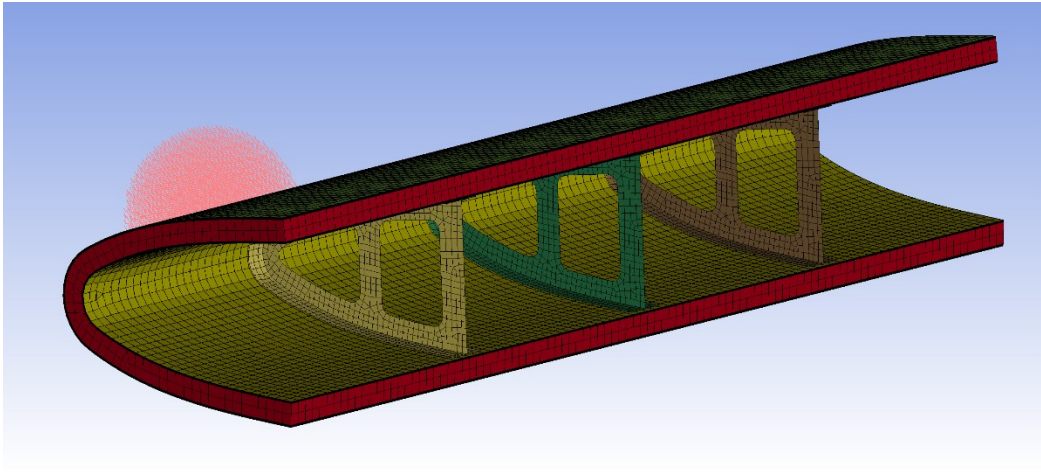


Figura 93: dettaglio dell'ala con l'aggiunta delle 3 centine di rinforzo

Le centine sono state modellate al CAD e successivamente importate in LS-PrePost. Per ciascuna centina è stata prevista una flangia a contatto con le pelli dell'ala: questa flangia è stata utilizzata per definire il contatto tra la singola centina e le pelli dell'ala. Il contatto adottato è del tipo CONTACT_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK e serve a simulare l'incollaggio tra la centina e le pelli di carbon-kevlar.

Nella simulazione si prende in considerazione la condizione di impatto più svantaggiosa, ovvero un urto nel punto intermedio tra due centine. Si simula anche in questo caso l'impatto ad una velocità di 60 m/s e si riportano di seguito i risultati.

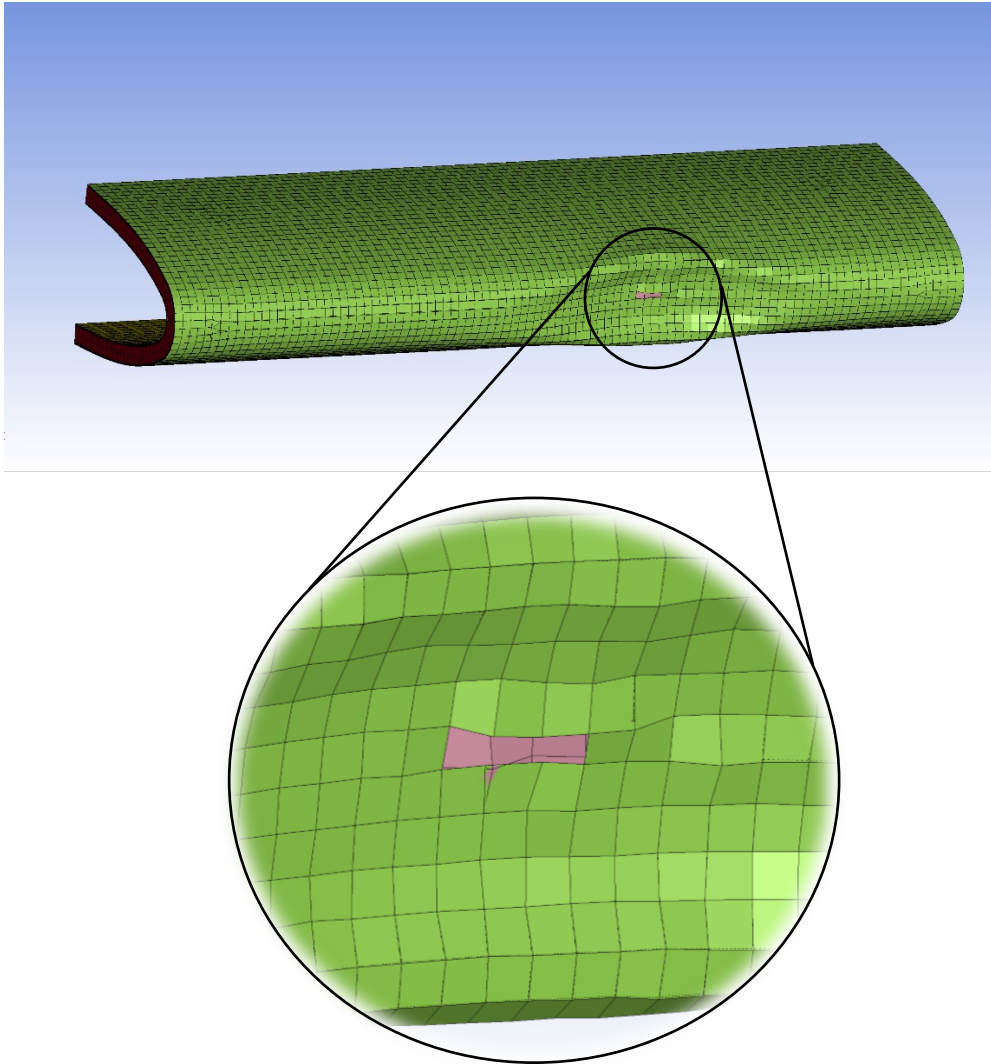


Figura 94: Massima deformazione dell'ala durante l'impatto e dettaglio della rottura e delaminazione delle pelli

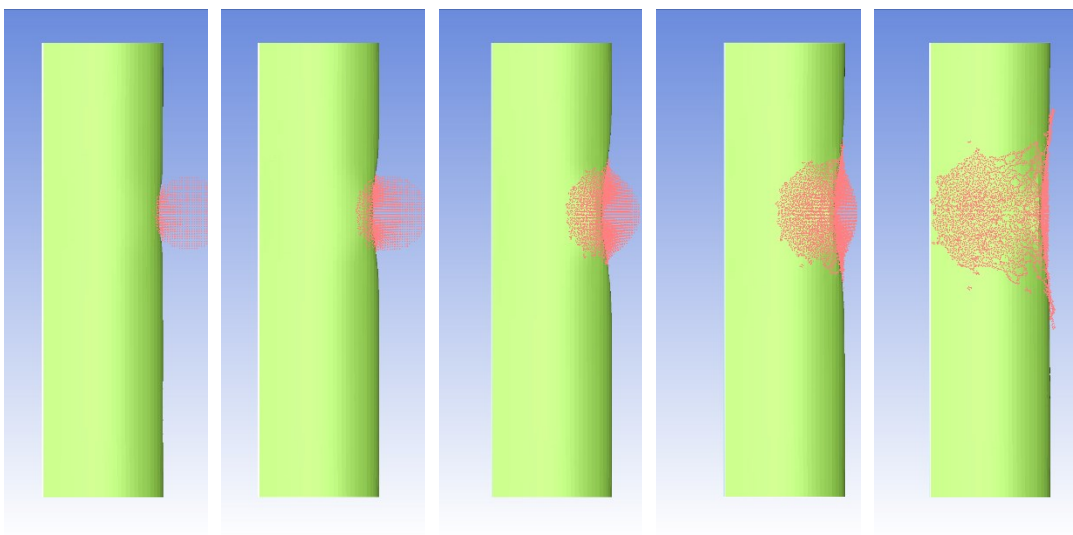


Figura 95: sequenza temporale dell'impatto sulla configurazione di ala con aggiunta di centine

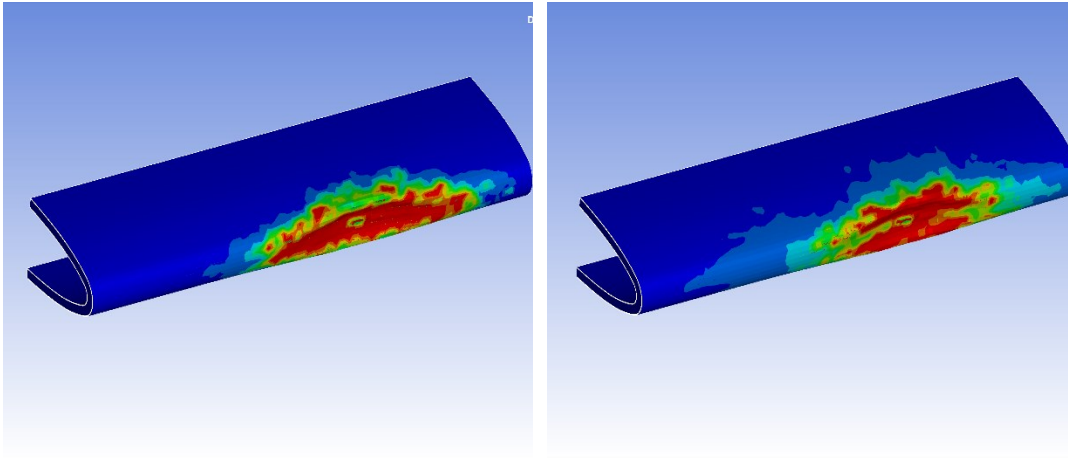


Figura 96: Massimo danno sul laminato in direzione 1 e 2 a causa dell'urto

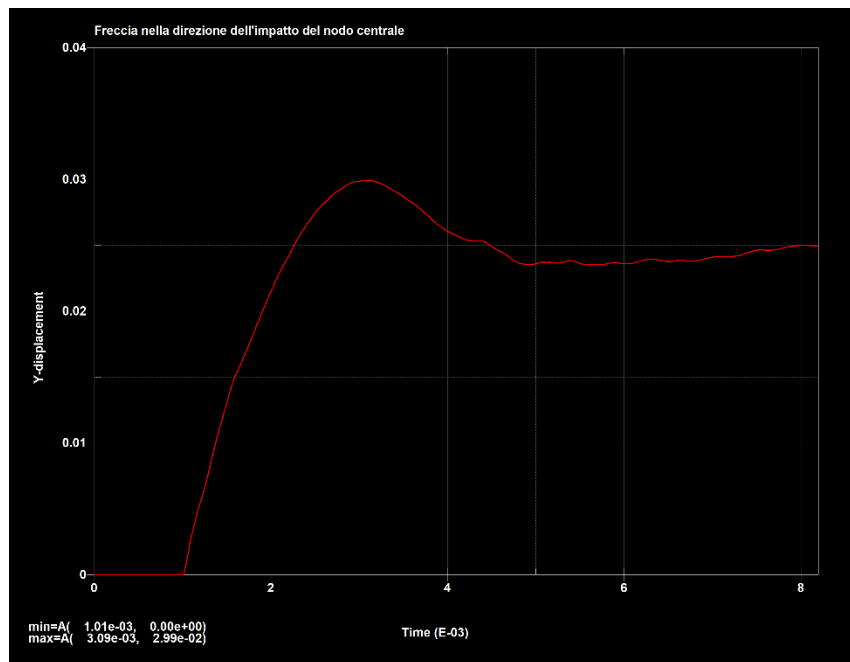


Figura 97: freccia nella direzione dell'impatto del nodo centrale

L'analisi dei risultati e il confronto con l'analoga simulazione della configurazione senza centine di rinforzo, consente di fare alcuni ragionamenti interessanti. Innanzitutto, si nota dal digramma della freccia nodale che la presenza delle centine di rinforzo abbassa di molto il picco massimo di deformazione, passando da una freccia massima di 43 mm nella versione originale ad una freccia massima di 30 mm nella versione con centine. Dallo stesso diagramma si nota anche che il ritorno elastico della struttura è

decisamente più contenuto nel caso di presenza delle centine: proprio la presenza di queste ultime limita fortemente la capacità di ritorno elastico tipica dei materiali compositi. Se si osserva la distribuzione del danno sui laminati si nota che anche in questa configurazione ci sono zone molto estese in cui si è raggiunto il 100% di danno sia nelle fibre sia nella matrice e, anche se in misura minore rispetto al caso senza centine, anche in questa configurazione si evidenzia che alcuni elementi vanno incontro ad eliminazione a causa delle elevate deformazioni che si innescano.

In definitiva sembra che l'aggiunta delle centine di rinforzo porti dei vantaggi, soprattutto nell'irrigidire la struttura e limitare gli spostamenti; tuttavia, sembra che questa specifica soluzione sia meno efficace nel limitare il danno sui laminati rispetto alla soluzione che prevedeva un layup rinforzato ed un raggio di raccordo dell'ala maggiorato.

Conclusioni

Alla conclusione di questo lavoro di tesi è possibile avere un quadro più chiaro del fenomeno del bird strike, dei suoi rischi e delle modalità di simulazione agli elementi finiti, con un focus sulle strutture in materiale composito. Come si evince dalle simulazioni eseguite, il livello di dettaglio richiesto per impostare correttamente una simulazione dinamica di bird strike è piuttosto elevato, in particolare è di grande importanza conoscere con precisione le proprietà meccaniche dei materiali utilizzati per cogliere l'effettivo comportamento della struttura durante l'urto. In tal senso la caratterizzazione meccanica sperimentale dei materiali compositi è cruciale. Come esposto nell'introduzione, lo scopo di questo elaborato era l'esplorazione delle modalità di modellazione delle strutture composite nei fenomeni di bird strike: l'obbiettivo si può dire centrato alla luce dei risultati esposti e delle teorie e tecniche di modellazione presentati. A questo punto si aprono interessanti scenari di prosecuzione di questo lavoro: un primo filone che sarebbe molto importante da approfondire è la validazione sperimentale dei modelli numerici sviluppati, un secondo invece è l'incremento di dettaglio nella modellazione del volatile.

Per quanto riguarda la validazione sperimentale, questa sarebbe fondamentale per chiudere il loop di sviluppo del modello numerico: l'esecuzione di una serie di test sperimentali consentirebbe di avere un riscontro effettivo della bontà dei modelli sviluppati e consentirebbe di calibrarne opportunamente alcuni parametri per cogliere con precisione assoluta i risultati dell'impatto. Per esempio, consentirebbe di determinare con precisione degli opportuni valori di deformazione e tensione che portano

all'erosione degli elementi, valori che in questo lavoro sono stati ipotizzati sulla base di altri lavori presenti in letteratura.

Il secondo filone di sviluppo da seguire sarebbe quello di sviluppare modelli di volatile più complessi per incrementare la precisione della simulazione. Ai fini di questo elaborato non aveva molto senso spingere sulla modellazione del volatile dato che gli obiettivi erano differenti, ma nel momento in cui si vogliono conoscere con esattezza deformazioni e tensioni che si sviluppano durante l'urto, in particolare nelle primissime fasi, una modellazione più realistica del volatile si rende necessaria. Anche qui sono due le vie che si indicano come direttrici di sviluppo: da un lato l'utilizzo di geometrie che rispecchino con fedeltà l'anatomia del volatile, dall'altro l'assegnazione di densità e porosità differenti alle diverse porzioni del corpo dell'uccello. Con questi due provvedimenti si è in grado di migliorare sensibilmente la veridicità dei risultati ottenuti dalle simulazioni.

Bibliografia

- [1] REZA HEDAYATI, MOJTABA SADIGHI, *Bird Strike An Experimental, Theoretical, And Numerical Investigation*, Woodhead Publishing in Mechanical Engineering, 2016.
- [2] JUN LIUA, YULONG LIA, XIANCHENG YUA, ZHONGBIN TANGA, XIAOSHENG GAOB, JUN LVC, ZHENGLI ZHANGC, *A novel design for reinforcing the aircraft tail leading edge structure against bird strike*, 2017
- [3] B. ARACHCHIGE, H. GHASEMNEJAD, M. YASAEI, *Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge*, 2020
- [4] SEBASTIAN HEIMBS, *Computational methods for bird strike simulations: A review*, 2011
- [5] A. MATZENMILLER, J. LUBLINER, R.L. TAYLOR, *A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites*, 1994
- [6] *Introduction to Composites Modelling in LS-DYNA*, Oasys Ltd
- [7] M.H. SIEMANN, S.A. RITT, *Novel particle distributions for SPH bird-strike simulations*, 2018
- [8] BRUNO CASTANIE, CHRISTOPHE BOUVET, MALO GINOT, *Review of composite sandwich structure in aeronautic applications*, 2020
- [9] DEEPAK SIROMANI, JONATHAN AWERBUCH, TEIN-MIN TAN, *Finite element modeling of the crushing behavior of thin-walled CFRP tubes under axial compression*, 2014
- [10] JOHANNES REINER, NAVID ZOBEIRY, REZA VAZIRI, *A stacked sublaminar-based damage-plasticity model for simulating progressive damage in composite laminates under impact loading*, 2020

- [11] YILE ZHANG, YADONG ZHOU AND YOUCHAO SUN, *Bird-strike damage analysis of composite panels with different stiffeners*, 2022
- [12] ALEKSANDR CHERNIAEV, CLIFFORD BUTCHER, JOHN MONTESANO, *Predicting the axial crush response of CFRP tubes using three damage-based constitutive models*, 2018
- [13] DANIELE PENZO, *Modelli e metodi per la simulazione del "bird strike"*, Università degli Studi di Padova, 2023
- [14] MICHELE NOALE, *Modelli agli elementi finiti per la simulazione del bird strike: analisi e valutazioni strutturali*, Università degli Studi di Padova, 2023
- [15] MARINO QUARESIMIN, *Introduzione alla progettazione con i materiali compositi*, 2013
- [16] MAURO RICOTTA, *Appunti del corso di "Progetto Del Prodotto In Materiale Polimerico Per Impieghi Strutturali"*, 2022
- [17] ENAC-BIRDSTRIKE COMMITTEE ITALY. *Wildlife Strike Relazione Annuale 2020*. Roma, luglio 2021.
- [18] LAKSHMI NIZAMPATNAM S. *Models and methods for bird strike load predictions*. PhD thesis, Wichita State University, 1999