

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in  
Ingegneria Aeronautica



PROGETTAZIONE DI PROVE PER L'INDAGINE  
DELLA DELAMINAZIONE E DELL'INTERAZIONE CON IL DANNO  
INTRALAMINARE NEI MATERIALI COMPOSITI

Relatore: Prof. Ing. Giuseppe SALA

Correlatori: Prof. Ing. Alessandro AIROLDI

Ing. Andrea BALDI

Tesi di Laurea di:

Umberto GUZZETTI Matr. 703016

Anno Accademico 2010 - 2011



*Alla mia Famiglia e a Stefania.*





# Ringraziamenti

Desidero ringraziare innanzitutto il Prof. Ing. Giuseppe Sala, per avermi dato la possibilità di intraprendere questo lavoro di Tesi su un argomento di grande importanza scientifica e ingegneristica.

Ringrazio il Prof. Alessandro Airoidi e l'Ing. Andrea Baldi per gli insegnamenti, per i preziosi suggerimenti e per essere stati dei punti di riferimento fondamentali durante tutta l'attività di Tesi.

Ringrazio l'Ing. Paolo Bettini e tutto il personale tecnico del laboratorio E. Preti del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, per la disponibilità e per il supporto che mi hanno fornito.

Un ringraziamento speciale va alla mia famiglia. Ai miei cari genitori Annarita e Gabriele, per avermi reso ciò che sono e per avermi permesso di raggiungere questo traguardo. Alle mie sorelle Beatrice e Laura e a mio fratello Alessandro, perché con loro accanto il percorso è stato decisamente più bello. A Francesca e a tutte le persone care che vorrei ringraziare e che in qualche modo, oggi, sono qui con me.

Un pensiero altrettanto speciale va alla mia fidanzata Stefania, per aver condiviso ogni aspetto di questo impegnativo cammino e per averlo trasformato in un obiettivo da raggiungere insieme. Ringrazio anche i suoi genitori, Adriana e Luigi, e suo fratello Patric, per il grande affetto e per il supporto che mi hanno sempre dimostrato.

Desidero ringraziare, per i bei momenti vissuti, alcuni amici e colleghi che ho avuto modo di conoscere in questi anni, in particolare Anwar, Carlo, Davide Giassi, Davide Piscioneri e Stefano.

Infine, ringrazio uno a uno tutti gli amici del Piazzale, per la loro amicizia e per i momenti trascorsi insieme nel corso degli anni.



# Indice

<b>Indice</b> .....	<b>vii</b>
<b>Elenco delle figure</b> .....	<b>xi</b>
<b>Elenco delle tabelle</b> .....	<b>xix</b>
<b>Sommario</b> .....	<b>xxi</b>
<b>Abstract</b> .....	<b>xxi</b>
<b>Introduzione</b> .....	<b>1</b>
<b>Capitolo 1</b> .....	<b>3</b>
<b>Tomografia Computerizzata, danno e prove di resistenza interlaminare</b> .....	<b>3</b>
1.1 Materiali compositi e Controlli Non Distruttivi .....	3
1.2 La tecnica della Tomografia Computerizzata (TC) .....	5
1.2.1 Descrizione generale della tecnica di scansione .....	6
1.2.2 Cenni teorici sull'assorbimento delle radiazioni .....	7
1.2.3 Il processo di scansione e di ricostruzione dell'immagine .....	8
1.2.4 La scala di Hounsfield .....	10
1.2.5 Generalità sugli apparati di scansione .....	11
1.2.6 TC, micro-TC e nano-TC nell'indagine del danno .....	14
1.3 Meccanismi del danno nei materiali compositi .....	15
1.3.1 Il danneggiamento progressivo della matrice .....	17
1.3.2 Il danneggiamento dell'interfaccia fibra-matrice .....	18
1.3.3 Meccanismi di danno a trazione .....	19
1.3.4 Meccanismi di danno a compressione .....	19
1.3.5 Il fenomeno della delaminazione .....	20
1.3.6 Cenni al danno a fatica e da impatto .....	21
1.4 Equazioni per il calcolo degli sforzi in provini curvi .....	23
1.4.1 Sforzi in un provino curvo sottoposto a momento flettente .....	23
1.4.2 Sforzi in un provino curvo sottoposto a carico arbitrario .....	24
1.5 Prove per la valutazione della resistenza interlaminare .....	26
1.5.1 Il provino di Iosipescu .....	26
1.5.2 Il provino di Arcan .....	28
1.5.3 Classi di provini per la valutazione dell'ILTS .....	29

---

1.5.4	Provini semicircolari, circolari ed ellittici.....	31
1.5.5	La normativa ASTM D6415 .....	34
<b>Capitolo 2.....</b>		<b>35</b>
<b>Configurazioni per prove di trazione su provini curvi.....</b>		<b>35</b>
2.1	Configurazione e nomenclatura dei provini.....	35
2.2	Modellazione numerica.....	36
2.2.1	Modello numerico del Provino I .....	37
2.2.2	Applicazione dei vincoli e del carico .....	39
2.2.3	Modello numerico del Provino II.....	40
2.2.4	Applicazione dei vincoli e del carico .....	42
2.3	Analisi dei possibili sistemi di fissaggio del provino .....	42
2.4	Risultati delle analisi numeriche .....	45
2.4.1	Deformate.....	45
2.4.2	Stato di sollecitazione di raccordo e vincoli .....	46
2.4.3	Forze di reazione ai nodi .....	50
2.5	Considerazioni conclusive sulle configurazioni .....	52
2.6	Configurazione preliminare dell'attrezzatura di prova .....	53
2.6.1	Componenti meccanici dell'attrezzatura di prova .....	53
2.6.2	Modello CAD dell'attrezzatura con Provino I installato .....	57
2.6.3	Modello CAD dell'attrezzatura con Provino II installato .....	57
<b>Capitolo 3.....</b>		<b>59</b>
<b>Progettazione di prove con variazione della sequenza di laminazione .....</b>		<b>59</b>
3.1	Introduzione .....	59
3.2	Variazione delle sequenze di laminazione .....	60
3.3	Valutazione degli effetti interlaminari e intralaminari.....	61
3.3.1	Risultati sequenza di laminazione $[\pm 45]_{12s}$ .....	62
3.3.2	Risultati sequenza di laminazione $[0/90]_{12s}$ .....	64
3.3.3	Risultati sequenza di laminazione $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	66
3.3.4	Risultati sequenza di laminazione $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	67
3.4	Criteri di rottura per i materiali compositi .....	70
3.4.1	Criteri limite.....	70
3.4.2	Criteri interattivi.....	71

---

3.4.3	Criteri con distinzione della modalità di cedimento.....	75
3.4.4	Criterio quadratico interlaminare puro .....	78
3.4.5	Sforzi di rottura del materiale.....	79
3.5	Introduzione dei criteri di rottura nelle analisi .....	80
3.5.1	Risultati sequenza di laminazione $[0]_{48}$ .....	80
3.5.2	Risultati sequenza di laminazione $[\pm 45]_{12s}$ .....	82
3.5.3	Risultati sequenza di laminazione $[0/90]_{12s}$ .....	84
3.5.4	Risultati sequenza di laminazione $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	85
3.5.5	Risultati sequenza di laminazione $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	87
3.6	Generalità sugli effetti di bordo.....	89
3.6.1	Cenni alla soluzione di Pipes-Pagano.....	90
3.6.2	Cenni alla soluzione di Puppo-Evensen .....	91
3.7	Valutazione numerica della presenza di effetti di bordo .....	91
3.7.1	Effetti di bordo sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	92
3.7.2	Effetti di bordo sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	94
3.7.3	Effetti di bordo sequenza $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	97
3.7.4	Effetti di bordo sequenza $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	98
3.8	Considerazioni riassuntive.....	100
<b>Capitolo 4</b>	.....	<b>103</b>
<b>Studio di configurazioni per l'introduzione di taglio interlaminare</b>	.....	<b>103</b>
4.1	Obiettivi.....	103
4.2	Modifiche del modello e descrizione delle configurazioni .....	104
4.2.1	Considerazioni sui risultati delle analisi numeriche.....	107
4.2.2	Variazione delle sequenze di orientazione delle lamine.....	111
<b>Conclusioni e sviluppi</b>	.....	<b>115</b>
<b>Bibliografia</b>	.....	<b>117</b>



## Elenco delle figure

Figura 1.1. Evoluzione nell'impiego dei materiali compositi presso Airbus. ....	3
Figura 1.2. Componente di materiali compositi in percentuale di peso strutturale presso Airbus. ....	4
Figura 1.3. Schizzo originale del primo apparato di scansione tomografica, Sir. Godfrey Hounsfield. ....	5
Figura 1.4. Differenza tra una radiografia e una scansione tomografica. ....	6
Figura 1.5. Passi del processo di ricostruzione dell'immagine tomografica e risultato finale. ....	8
Figura 1.6. Differenza tra <i>pixel</i> e <i>voxel</i> e scala di Hounsfield. ....	10
Figura 1.7. Schema a blocchi dei principali componenti di un apparato di scansione tomografica. ....	12
Figura 1.8. Principali categorie esistenti di sistemi di scansione tomografica. ....	13
Figura 1.9. Moderno apparato industriale di scansione tomografica Zeiss. ....	14
Figura 1.10. Micro-scansione tomografica di campione in carbonio e resina epossidica effettuata tramite SRCT (Synchrotron Radiation Computed Tomography) [1]. In colore rosso e marrone, rispettivamente, il danno interlaminare e intralaminare. In colore blu i punti di rottura delle fibre, che risultano ben identificabili. ....	15
Figura 1.11. Definizione degli sforzi nel piano e fuori dal piano in una lamina in composito. ....	17
Figura 1.12. Transverse matrix cracking in immagini ad alta risoluzione [2]. ...	18
Figura 1.13. Micro-scansione per l'indagine della direzionalità del danno [1]. Si può osservare come la linea di rottura delle fibre della lamina a 0° sia perfettamente sovrapposta alla frattura intralaminare dello strato precedente orientato a -45°. ....	18
Figura 1.14. Tipologie di instabilità delle fibre di un laminato caricate a compressione. ....	19
Figura 1.15. Classificazione usuale delle principali modalità di delaminazione. ....	20
Figura 1.16. Tipica evoluzione morfologica di un danno da impatto a media velocità negli strati di una lamina e micro-tomografia del cono d'impatto in un campione in composito [0/90] <sub>ns</sub> in fibra di vetro. ....	22
Figura 1.17. Concio di trave cilindrica caricato agli estremi con momento uniforme M e con carico arbitrario P. ....	25
Figura. 1.18. Caratteristiche geometriche del provino di Iosipescu e diagramma dei carichi concentrati. ....	27
Figura 1.19. Andamento delle azioni interne nel provino di Iosipescu e relativa attrezzatura sperimentale. ....	27

Figura 1.20. Definizione convenzionale degli sforzi in un laminato e piani di interesse per la valutazione delle proprietà di resistenza interlaminare in materiali anisotropi. ....	28
Figura 1.21. Provino originale a "farfalla" di Arcan e relativa attrezzatura di prova per l'introduzione di carico biassiale. ....	29
Figura 1.22. Provino introdotto da Harris e Orringer per la valutazione dell'ILTS. ....	29
Figura 1.23. Particolare configurazione di provino per la valutazione dell'ILTS. ....	30
Figura 1.24. Provino discoidale sottoposto a compressione. ....	30
Figura 1.25. Provini semicircolari ed ellittici per la valutazione della resistenza interlaminare. ....	31
Figura 1.26. Provini semicircolari ed ellittici testati con indagine visiva della cricca tramite liquido penetrante [16]. ....	31
Figura 1.27. Modello numerico a elementi finiti 2-D <i>Nastran</i> di provino circolare e confronto tra curva teorica e risultati numerici. ....	32
Figura 1.28. Confronto tra le curve numeriche ottenute da Shivakumar e le curve teoriche per provini curvi di spessore variabile. ....	32
Figura 1.29. Provino di Shivakumar, a sinistra, e attrezzatura di prova sviluppata da Ige e Sargent per l'applicazione a quattro punti di momento flettente puro a provini curvi. ....	33
Figura 1.30. Caratteristiche geometriche indicate per la produzione del provino secondo la normativa ASTM D6415 [20]. ....	34
Figura 2.1. Prospettive del modello numerico del Provino I. ....	37
Figura 2.2. Prospettive del modello numerico del Provino II con particolare conformazione a "omega". ....	37
Figura 2.3. Mesh dei bracci laterali ed esempio di relativo elemento solido C3D8 a 8 punti di integrazione. ....	38
Figura 2.4. Mesh del raccordo centrale ed esempio di relativo elemento solido C3D8 a 8 punti di integrazione. ....	39
Figura 2.5. Dettaglio della modellazione del corpo rigido per la riproduzione del vincolo. ....	40
Figura 2.6. Mesh delle estensioni laterali ed esempio di elemento solido C3D8 a 8 punti di integrazione. ....	41
Figura 2.7. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino I fissato con incastro e cerniera. ....	43
Figura 2.8. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino I fissato tramite doppia cerniera. ....	43
Figura 2.9. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino I fissato tramite doppio incastro. ....	44
Figura 2.10. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino II tramite fissaggio ai perni filettati. ....	44



Figura 2.11. Deformata del Provino I vincolato con incastro (a sinistra) e cerniera, configurazione I.....	45
Figura 2.12. Deformata del Provino I vincolato tramite doppia cerniera, configurazione II. ....	45
Figura 2.13. Deformata del Provino I vincolato tramite doppio incastro, configurazione III.....	46
Figura 2.14. Deformata del Provino II vincolato tramite fissaggio delle estremità a perni filettati, configurazione IV. ....	46
Figura 2.15. Confronto dello sforzo $\sigma_z$ normale al piano nella zona di raccordo centrale a parità di spostamento orizzontale: incastro/cerniera (a), cerniera/cerniera (b), incastro/incastro (c), Provino II (d). ....	47
Figura 2.16. Confronto dello sforzo assiale $\sigma_x$ nella zona di raccordo centrale a parità di spostamento orizzontale: incastro/cerniera (a), cerniera/cerniera (b), incastro/incastro (c), Provino II (d). ....	48
Figura 2.17. Confronto dello sforzo assiale $\sigma_x$ a livello del vincolo a parità di spostamento orizzontale: incastro/cerniera (a), cerniera/cerniera (b), incastro/incastro (c), Provino II (d). ....	49
Figura 2.18. Sforzo normale al piano $\sigma_z$ (a) e assiale $\sigma_x$ (b) a livello del raccordo laterale del Provino II. ....	49
Figura 2.19. Sforzo normale al piano $\sigma_z$ in funzione dello spostamento del nodo di carico per le quattro configurazioni di vincolo. ....	50
Figura 2.20. Forza di reazione ai nodi di riferimento dei corpi rigidi in direzione orizzontale in funzione dello spostamento del nodo di carico per le quattro configurazioni di vincolo. ....	50
Figura 2.21. Forza di reazione al nodo di vincolo in direzione orizzontale in funzione dello sforzo normale $\sigma_z$ per le quattro configurazioni di vincolo.....	51
Figura 2.22. Modello CAD del basamento principale dell'attrezzatura di prova. In evidenza il foro filettato per il passaggio della barra di spinta, il perno verticale filettato per l'eventuale ancoraggio del Provino II, la guida di scorrimento.....	54
Figura 2.23. Modello CAD del blocco scorrevole dell'attrezzatura di prova. In evidenza il perno verticale filettato per l'eventuale ancoraggio del Provino II e la sede per il fissaggio del provino I. ....	55
Figura 2.24. Modello CAD della barra filettata di spinta.....	55
Figura 2.25. Modello CAD delle cerniere per il fissaggio del Provino I all'attrezzatura di prova.....	55
Figura 2.26. Modello CAD dei blocchetti per il fissaggio del Provino I all'attrezzatura tramite vincolo d'incastro. ....	56
Figura 2.27. Dettaglio in trasparenza del sistema di riproduzione del vincolo di incastro per il Provino I.....	56
Figura 2.28. Modello CAD completo dell'attrezzatura di prova assemblata con Provino I.....	57

Figura 2.29. Modello CAD completo dell'attrezzatura di prova assemblata con Provino II.....	57
Figura 3.1. Viste in pianta di selezioni di elementi appartenenti a lamine orientate a $+45^\circ$ (a) e $-45^\circ$ (b). In colore azzurro, giallo e rosso rispettivamente gli assi X, Y e Z locali dell'elemento.....	60
Figura 3.2. $\tau_{XY}$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	62
Figura 3.3. $\sigma_Y$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	62
Figura 3.4. Strisce verticali di elementi della sezione selezionate per il carotaggio. ....	63
Figura 3.5. Rapporto in valore assoluto tra $\tau_{XY}$ e $\sigma_Z$ su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione $[\pm 45]_{12s}$ .....	63
Figura 3.6. Rapporto in valore assoluto tra $\sigma_Y$ e $\sigma_Z$ su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione $[\pm 45]_{12s}$ .....	64
Figura 3.7. $\tau_{XY}$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	64
Figura 3.8. $\sigma_Y$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	65
Figura 3.9. Rapporto in valore assoluto tra $\sigma_Y$ e $\sigma_Z$ su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione $[0/90]_{12s}$ .....	65
Figura 3.10. $\tau_{XY}$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	66
Figura 3.11. $\sigma_Y$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	67
Figura 3.12. Rapporto in valore assoluto tra $\sigma_Y$ e $\sigma_Z$ su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	67
Figura 3.13. $\tau_{XY}$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	68
Figura 3.14. $\sigma_Y$ (a) e $\sigma_Z$ (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	68
Figura 3.15. Rapporto in valore assoluto tra $\tau_{XY}$ e $\sigma_Z$ su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	69
Figura 3.16. Rapporto in valore assoluto tra $\sigma_Y$ e $\sigma_Z$ su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	69
Figura 3.17. Distribuzione delle variabili $UARM(3)$ , (a), e $UARM(5)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione $[0]_{48}$ .....	81

Figura 3.18. Distribuzione delle variabili *UVARM(2)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0]_{48}$ . .....81

Figura 3.19. Distribuzione delle variabili *UVARM(6)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0]_{48}$ . .....81

Figura 3.20. Distribuzione delle variabili *UVARM(7)*, (a), e *UVARM(8)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0]_{48}$ . .....82

Figura 3.21. Distribuzione delle variabili *UVARM(3)*, (a), e *UVARM(5)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ . .....82

Figura 3.22. Distribuzione delle variabili *UVARM(2)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ . .....83

Figura 3.23. Distribuzione delle variabili *UVARM(6)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ . .....83

Figura 3.24. Distribuzione delle variabili *UVARM(7)*, (a), e *UVARM(8)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ . .....83

Figura 3.25. Distribuzione delle variabili *UVARM(3)*, (a), e *UVARM(5)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ . .....84

Figura 3.26. Distribuzione delle variabili *UVARM(2)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ . .....84

Figura 3.27. Distribuzione delle variabili *UVARM(6)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ . .....85

Figura 3.28. Distribuzione delle variabili *UVARM(7)*, (a), e *UVARM(8)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ . .....85

Figura 3.29. Distribuzione delle variabili *UVARM(3)*, (a), e *UVARM(5)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ . .....86

Figura 3.30. Distribuzione delle variabili *UVARM(2)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ . .....86

Figura 3.31. Distribuzione delle variabili *UVARM(6)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ . .....87

Figura 3.32. Distribuzione delle variabili *UVARM(7)*, (a), e *UVARM(8)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ . .....87

Figura 3.33. Distribuzione delle variabili *UVARM(3)*, (a), e *UVARM(5)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ . .....88

Figura 3.34. Distribuzione delle variabili *UVARM(2)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ . .....88

Figura 3.35. Distribuzione delle variabili *UVARM(6)*, (a), e *UVARM(4)*, (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ . .....88

Figura 3.36. Distribuzione delle variabili $UVARM(7)$ , (a), e $UVARM(8)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	89
Figura 3.37. Andamento delle componenti di sforzo secondo la soluzione di Pipes-Pagano.....	91
Figura 3.38. Punti in cui si è sezionato il provino per l'analisi degli effetti di bordo.....	92
Figura 3.39. $\sigma_Z$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	93
Figura 3.40. $\tau_{YZ}$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	93
Figura 3.41. $\tau_{XZ}$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	93
Figura 3.42. $\sigma_Z$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	94
Figura 3.43. $\tau_{YZ}$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .....	94
Figura 3.44. $\sigma_Z$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	95
Figura 3.45. $\tau_{YZ}$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	95
Figura 3.46. $\tau_{XZ}$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	95
Figura 3.47. $\sigma_Z$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	96
Figura 3.48. $\tau_{YZ}$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	96
Figura 3.49. $\tau_{XZ}$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[0/90]_{12s}$ .....	96
Figura 3.50. $\sigma_Z$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	97
Figura 3.51. $\tau_{YZ}$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	97
Figura 3.52. $\sigma_Z$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	98
Figura 3.53. $\tau_{YZ}$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .....	98
Figura 3.54. $\sigma_Z$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	98
Figura 3.55. $\tau_{YZ}$ su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	99
Figura 3.56. $\sigma_Z$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	99

Figura 3.57. $\tau_{YZ}$ su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .....	100
Figura 4.1. Nuova estensione del blocco di elementi rigidi, a sinistra, e selezione originale, a destra. ....	104
Figura 4.2. Posizione di vincolo e carico per la definizione delle configurazioni asimmetriche. ....	105
Figura 4.3. Evidente asimmetria nella distribuzione delle componenti di sforzo interlaminare $\sigma_Z$ (a) e $\tau_{XZ}$ (b), configurazione con incastro in B e cerniera in A, rif. Fig. 4.2.....	105
Figura 4.4. Lieve asimmetria nella distribuzione delle componenti di sforzo interlaminare $\sigma_Z$ (a) e $\tau_{XZ}$ (b), configurazione con incastro in A e cerniera in B, rif. Fig. 4.2.....	106
Figura 4.5. Asimmetria nella distribuzione di $\sigma_Z$ (a) e $\tau_{XZ}$ (b), configurazione con doppio incastro. ....	106
Figura 4.6. Distribuzione sul vincolo di $UVARM(3)$ , (a), e $UVARM(5)$ , (b), per la configurazione $a$ . ....	107
Figura 4.7. Distribuzione sul vincolo di $UVARM(3)$ , (a), e $UVARM(5)$ , (b), per la configurazione $c$ . ....	108
Figura 4.8. Distribuzione dello sforzo $\sigma_Z$ (a) e del taglio interlaminare $\tau_{XZ}$ (b), configurazione di prova $a$ .....	108
Figura 4.9. Distribuzione dello sforzo $\sigma_Z$ (a) e del taglio interlaminare $\tau_{XZ}$ (b), configurazione di prova $c$ . ....	109
Figura 4.10. Particolare morfologia della distribuzione di $UVARM(6)$ , configurazione di prova $a$ .....	109
Figura 4.11. Particolare morfologia della distribuzione di $UVARM(6)$ , configurazione di prova $c$ . ....	109
Figura 4.12. Confronto sforzo interlaminare $\sigma_Z$ al variare della sequenza di orientazione delle lamine: $[0/90]_{12s}$ (a), $[\pm 45]_{12s}$ (b), $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ (c), $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ (d).....	111
Figura 4.13. Confronto variabile $UVARM(3)$ (Hoffman 3-D) al variare della sequenza di orientazione delle lamine: $[0/90]_{12s}$ (a), $[\pm 45]_{12s}$ (b), $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ (c), $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ (d). ....	112
Figura 4.14. Confronto sforzo interlaminare $\tau_{XZ}$ al variare della sequenza di orientazione delle lamine: $[0/90]_{12s}$ (a), $[\pm 45]_{12s}$ (b), $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ (c), $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ (d).....	113
Figura 4.15. Confronto variabile $UVARM(6)$ (criterio interlaminare puro) $\tau_{XZ}$ al variare della sequenza di orientazione delle lamine: $[0/90]_{12s}$ (a), $[\pm 45]_{12s}$ (b), $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ (c), $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ (d). ....	114



## Elenco delle tabelle

Tabella 2.1. Proprietà del materiale composito unidirezionale in fibra di vetro e resina epossidica 5216-S2. ....	36
Tabella 2.2. Proprietà della mesh del Provino I. ....	39
Tabella 2.3. Proprietà della mesh del Provino II. ....	40
Tabella 2.4. Configurazioni di vincolo esaminate per il fissaggio del provino all'attrezzatura sperimentale. ....	42
Tabella 2.5. Massimo sforzo normale $\sigma_z$ a parità di step di carico per le differenti configurazioni di vincolo. ....	47
Tabella 2.6. Massimo sforzo assiale $\sigma_y$ a parità di step di carico per le differenti configurazioni di vincolo. ....	48
Tabella 2.7. Forza di reazione orizzontale al nodo di vincolo e relativo spostamento orizzontale $\Delta X$ per le quattro differenti configurazioni. ....	51
Tabella 3.1. Sequenze di laminazione selezionate per l'indagine numerica e principali proprietà [23]. ....	61
Tabella 3.2. Sforzi di rottura sperimentali di composito UD in fibra di vetro e resina epossidica ad alta resistenza. ....	79
Tabella 3.3. Associazione tra criteri di rottura e variabili Abaqus definite dall'utente. ....	80
Tabella 4.1. Configurazioni asimmetriche selezionate per l'analisi numerica. ....	104
Tabella 4.2. Intervallo di oscillazione di $\sigma_z$ e $\tau_{xy}$ per le diverse interfacce. ....	112





## Sommario

L'impiego della Tomografia Computerizzata (TC) nei materiali compositi fibrorinforzati consente di ottenere immagini ad alta risoluzione dei fenomeni di delaminazione e preziose informazioni sui meccanismi del danno. Tale tecnica richiede tuttavia la progettazione di attrezzature sperimentali dotate di particolari caratteristiche dal punto di vista operativo e morfologico. Avvalendosi di modelli numerici a elementi finiti e con il supporto dei criteri di rottura, sono state sviluppate possibili configurazioni di un'attrezzatura idonea per l'esecuzione di prove di apertura a trazione su provini curvi, in fibra di vetro e resina epossidica, all'interno di apparati di scansione tomografica. Tale obiettivo è stato raggiunto in concomitanza a un'indagine degli effetti sinergici degli sforzi d'interlamina e intralamina e della loro combinazione nella promozione della delaminazione. L'indagine, che ha fornito un quadro completo dello stato di sforzo cui è sottoposto il campione, ha preso in considerazione l'eventualità di effetti di bordo libero, concentrandosi su quattro differenti sequenze di laminazione. E' stata inoltre esaminata la possibilità di riprodurre prove in grado di introdurre una significativa componente di taglio interlaminare, tramite configurazioni asimmetriche di applicazione del carico, ottenendo interessanti sovrapposizioni delle componenti di sforzo interlaminari. Si è giunti alla progettazione preliminare di un'attrezzatura di prova ibrida e versatile, in grado di accogliere due tipologie di provino e atta alla riproduzione di quattro differenti condizioni di vincolo, mostrando l'esistenza di fenomeni d'interazione tra le componenti di sforzo interlaminare e intralaminare, da confermare sperimentalmente con ispezioni micro-tomografiche.

**Parole chiave:** Tomografia Computerizzata, TC, provini curvi, delaminazione, interlaminare, intralaminare.

## Abstract

The use of Computed Tomography (CT) technique in fibre-reinforced composite materials investigation provides very high resolution images of delamination failure processes and valued data about damage mechanisms. However, particular experimental fixtures and tools need to be conceived in order to meet some operative and design requirements. Making use of FE models and with the

help of composites failure criteria, possible configurations for a fiberglass/epoxy curved beam traction suitable fixture to be used in CT systems were developed. This was met together with an investigation of the synergic processes that involve interlaminar and intralaminar stress components and on their cooperation in promoting delamination failures. The investigation, which gave a complete view of the specimen stress state, also took into account the possibility of free edge effects, focusing on four different lamination sequences. With particular asymmetric loading configurations, the possibility to reproduce experimental tests capable of introducing a meaningful interlaminar shear component was investigated. The preliminary design of a hybrid and versatile experimental fixture, allowing tests on two types of specimen, in four different constraint conditions, was achieved. This through an analysis that highlighted the existence of interaction and competitive phenomena between interlaminar and intralaminar stress components that have to be confirmed by microtomography.

**Keywords:** Computed Tomography, CT, curved beam, delamination, interlaminar, intralaminar.

# Introduzione

I materiali compositi costituiscono oggi un'ampia percentuale del peso strutturale dei velivoli più avanzati, civili e militari, con una prospettiva di utilizzo sempre più copioso per gli anni a venire. Leggerezza, rigidità ed elevate caratteristiche di resistenza meccanica rendono i laminati appetibili per la progettazione di gran parte dei componenti di velivoli moderni e tecnologicamente all'avanguardia. Longheroni, ordinate, travi di chiglia e molti altri elementi strutturali dalla funzione primaria sono oggi prodotti in materiale composito. L'impiego sempre più frequente dei laminati ha richiesto una costante e parallela evoluzione nell'indagine dei complessi e articolati meccanismi di danno cui essi sono soggetti, notoriamente dissimili da quelli che si manifestano nel caso dei metalli. A sostegno dello studio di tali meccanismi vi sono campagne sperimentali e numeriche che costantemente forniscono nuovi dati, alimentano, verificano e migliorano le filosofie progettuali, consentendone una continua evoluzione, affiancate da sempre più evoluti sistemi di monitoraggio strutturale. Un potente e affidabile strumento d'indagine è offerto dai Controlli Non Distruttivi (CND) di tipo radiografico, che consentono di ottenere immagini di sezioni interne di corpi e oggetti caratterizzate, grazie ai progressi dell'Ottica, da livelli di risoluzione sempre più alti. La Tomografia Computerizzata, nata nei primi anni Settanta, trova applicazioni in ambito medico e industriale e rappresenta la massima evoluzione dell'indagine radiografica, consentendo la ricostruzione d'immagini tridimensionali per sovrapposizione di sezioni bidimensionali previamente acquisite. L'attività di Tesi si colloca in tale contesto ed è nata dall'idea di sviluppare, nell'ambito di un'attività di ricerca avviata dal Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano, in collaborazione con un istituto universitario statunitense, una particolare attrezzatura di prova idonea all'indagine dei processi di delaminazione e degli stati di sforzo interlaminari che si manifestano in provini curvi, aperti a trazione, avvalendosi di un sistema di scansione microtomografica. Tali sistemi richiedono che la porzione di provino che si desidera ispezionare sia collocata tra la sorgente del fascio di raggi X e la schiera di rivelatori, in un'area che deve essere scevra da interferenze. Con l'intento di fornire un quadro il più completo possibile, partendo dall'analisi numerica del modello a elementi finiti del campione, si è sviluppata in modo parallelo la configurazione progettuale preliminare dell'attrezzatura, valutando differenti possibilità di fissaggio del provino e di esecuzione delle prove. Ai fini di una valutazione del livello di sinergia e combinazione delle componenti di sforzo interlaminari e intralaminari, ci si è avvalsi del supporto dei criteri di rottura per i materiali compositi, esaminando modelli caratterizzati da differenti sequenze

di laminazione. L'analisi ha preso in considerazione anche l'eventualità della presenza di effetti di bordo libero. Sono state infine valutate alcune configurazioni per l'introduzione del carico in modo asimmetrico, in particolare con l'obiettivo di indagare l'effetto di componenti di taglio interlaminare sugli stati di sforzo esistenti e di indurne la combinazione. Il lavoro di Tesi si sviluppa in quattro capitoli, i cui principali obiettivi e contenuti sono riportati sinteticamente di seguito.

**CAPITOLO 1.** Il primo capitolo descrive la tecnica d'indagine non distruttiva della Tomografia Computerizzata, ponendo particolare attenzione ai principi di funzionamento e all'evoluzione dei sistemi di scansione a partire dai primi sviluppati. Segue un richiamo ai principali meccanismi del danno nei materiali compositi. Il capitolo si conclude con una rassegna critica delle principali prove presenti in letteratura per la valutazione dello stato di sforzo e della resistenza interlaminare in provini in materiale composito, focalizzando l'interesse su provini curvi. L'obiettivo è presentare la tecnica d'indagine e contestualizzarla nello studio dei fenomeni di danno, evidenziandone peculiarità e potenzialità.

**CAPITOLO 2.** Si presenta in dettaglio la modellazione numerica a elementi finiti di due tipologie di provini curvi, inizialmente con lamine orientate a  $0^\circ$ . Sono indagate alcune possibili varianti della configurazione di prova, al fine di valutarne l'effettiva riproducibilità e di individuare eventuali aspetti critici e a favore di ognuna. In particolare, si vagliano differenti modalità di vincolo del campione, esaminando le possibili opzioni di fissaggio e giungendo a una prima stima delle forze in gioco, con il duplice obiettivo di definire una configurazione progettuale preliminare versatile e di ottenere un quadro completo dello stato di sforzo all'interno del provino.

**CAPITOLO 3.** Si esamina il comportamento dello stato di sforzo al variare dell'orientazione delle lamine, secondo alcune sequenze di laminazione selezionate. L'obiettivo è quello di identificare configurazioni che consentano lo studio del possibile ruolo precursore dei danni intralaminari nei confronti delle delaminazioni. L'analisi avviene inizialmente da un punto di vista globale, per poi focalizzarsi sull'indagine della combinazione di sforzi interlaminari e intralaminari, con l'ausilio dei criteri di rottura. Il capitolo si chiude con una disamina sugli effetti di bordo libero.

**CAPITOLO 4.** Sono vagliate alcune possibili configurazioni di prova per l'introduzione del carico in modalità asimmetrica, inizialmente con lamine a  $0^\circ$  e poi al variare dell'orientazione. L'obiettivo è indagare la possibilità di ottenere configurazioni atte a produrre delaminazioni in modo misto, inducendo una significativa componente di taglio interlaminare competitiva a livello delle zone più sollecitate.

# Capitolo 1

## Tomografia Computerizzata, danno e prove di resistenza interlaminare

### 1.1 Materiali compositi e Controlli Non Distruttivi

L'impiego dei materiali compositi fibrorinforzati a base polimerica, nel settore aeronautico e spaziale, è oggi molto frequente: dal 1970 in poi, nel corso degli anni, il loro utilizzo è stato esteso a sempre più numerosi elementi strutturali di ruolo primario. Uno dei principali fattori che hanno condotto al successo di tali materiali risiede indubbiamente nella riduzione di peso che essi consentono di ottenere, sostituendosi alle leghe metalliche, nella produzione dei componenti, con inevitabili vantaggi anche in termini economici. Ad esempio, il peso strutturale dell'*Airbus A350 XWB*, velivolo il cui volo inaugurale è programmato agli inizi dell'anno 2012, è costituito per oltre la metà da materiali compositi, come si può osservare in Figura 1.1. La sostituzione con compositi delle parti in lega leggera può portare a una significativa riduzione del peso strutturale, anche superiore al 20%.

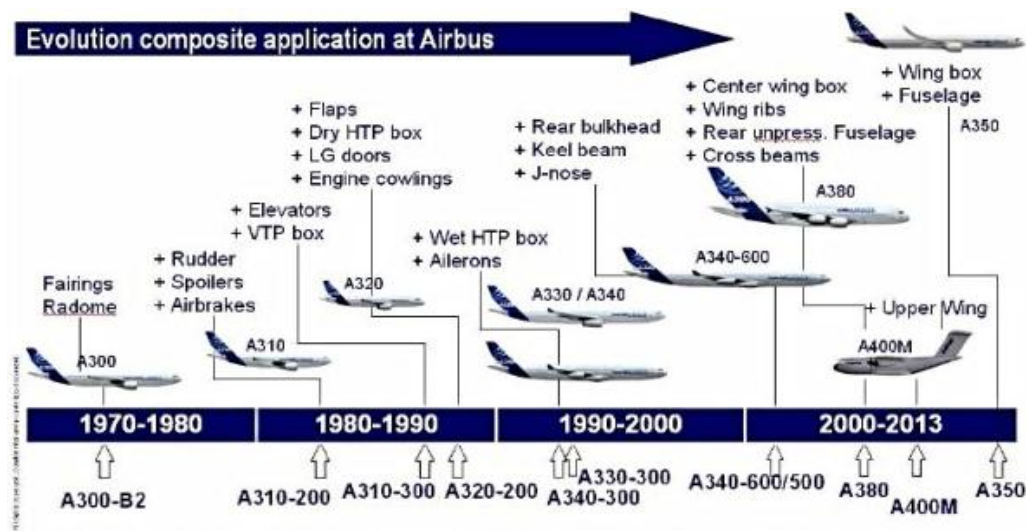


Figura 1.1. Evoluzione nell'impiego dei materiali compositi presso Airbus.

A parità di peso, i compositi polimerici manifestano in genere un'elevata rigidità e superiori capacità di sostenere carichi di tipo statico e dinamico, oltre che un migliore comportamento a fatica. Godono inoltre di una resistenza alla corrosione superiore a quella delle leghe metalliche di tipico impiego, aspetto che comporta il vantaggio di una ridotta manutenzione e che incide favorevolmente sui costi di gestione. Nonostante i costi di produzione siano ancora piuttosto elevati, la messa a punto di nuove tecnologie consente oggi ai compositi di competere con i metalli anche in applicazioni a basso valore aggiunto o di altri settori.

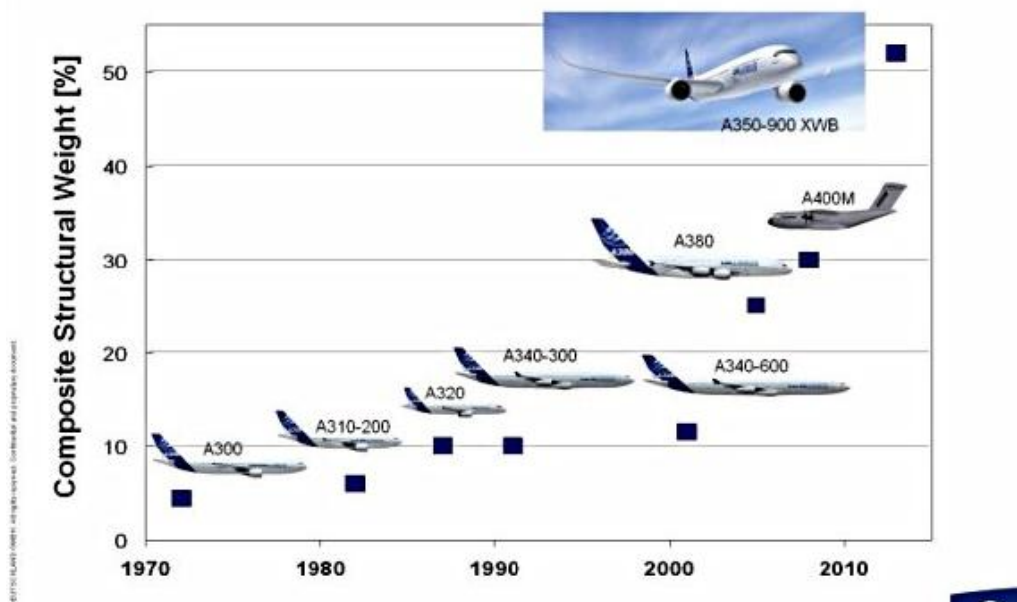


Figura 1.2. Componente di materiali compositi in percentuale di peso strutturale presso Airbus.

Poiché la loro struttura a più fasi implica modalità di danneggiamento e di propagazione del danno complesse e diverse, dal punto di vista fenomenologico, rispetto ai metalli, il monitoraggio strutturale assume importanza ancora più fondamentale. Il controllo periodico e straordinario dell'integrità delle strutture durante la loro vita operativa consente, infatti, di ricavarne informazioni sullo stato e di intervenire celermente nel caso siano individuati danni. Monitorare una struttura significa acquisire, gestire ed elaborare in modo continuo o straordinario le informazioni sul suo comportamento, impiegando mezzi e sistemi diagnostici spesso molto raffinati, in modo da garantirne l'efficienza entro i termini stabiliti ed eventualmente ripristinare l'*aeronavigabilità* dei velivoli. In tale ottica, i Controlli Non Distruttivi (CND) assumono grande rilievo sia come strumento di prevenzione e d'indagine sia come prezioso contributo alla sicurezza del volo. Fanno parte della categoria i metodi

radiografici e ultrasonici, che consentono ispezioni di tipo volumetrico; l'ispezione con liquidi penetranti, la magnetoscopia, la termografia, le tecniche basate sull'impiego di campi elettromagnetici e i metodi d'ispezione visiva, adibiti a controlli di tipo superficiale. I primi, in particolare, consentono un approfondito studio dei fenomeni di danno e della loro evoluzione all'interno dei materiali, configurandosi come indispensabili strumenti in fase sperimentale e diagnostica.

## 1.2 La tecnica della Tomografia Computerizzata (TC)

In una convenzionale radiografia, il livello di contrasto in una determinata zona della lastra dipende dall'assorbimento complessivo dei raggi X da parte del corpo o dell'oggetto, lungo la linea che unisce la sorgente a quella zona della lastra. L'immagine che si ottiene è bidimensionale e non fornisce alcuna informazione di tipo volumetrico sulla zona d'indagine. Variando l'inclinazione del corpo rispetto alla direzione di propagazione dei raggi X, è possibile ottenere un'immagine, ancora bidimensionale, contenente particolari morfologici prima nascosti. Per avere un risultato a tre dimensioni, ottenendo informazioni di tipo volumetrico, partendo da una serie d'immagini planari, è necessario ricorrere alla Tomografia Computerizzata (dal greco *tómos*, sezione), tecnica di scansione introdotta a partire dal 1971 dagli inglesi Godfrey Hounsfield e Allan MacLeod Cormack, in ambito prima medico e poi industriale. Essa consente di visualizzare sezioni del corpo in esame su piani paralleli alla direzione di propagazione della radiazione. Componendo le immagini tomografiche prese su piani diversi, posti a predefinite distanze, è possibile tramite particolari processi ricostruire un'immagine tridimensionale.

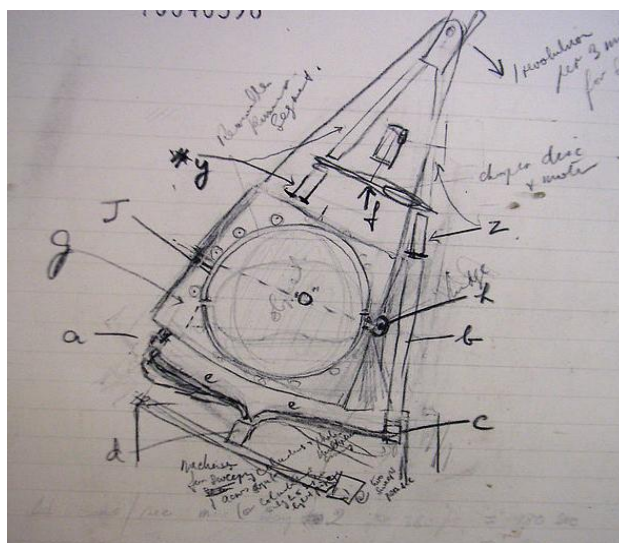


Figura 1.3. Schizzo originale del primo apparato di scansione tomografica, Sir. Godfrey Hounsfield.

### 1.2.1 Descrizione generale della tecnica di scansione

La Tomografia Computerizzata rappresenta il risultato degli sviluppi innovativi della tecnologia di visualizzazione radiografica a raggi X. Il suo funzionamento si basa sul principio secondo il quale una radiazione, nell'attraversare un mezzo, subisce un'attenuazione della sua intensità proporzionale alla densità del materiale attraversato. La differenza fondamentale tra la TC e le tecniche di radiografia convenzionale può essere riassunta in Figura 1.4.

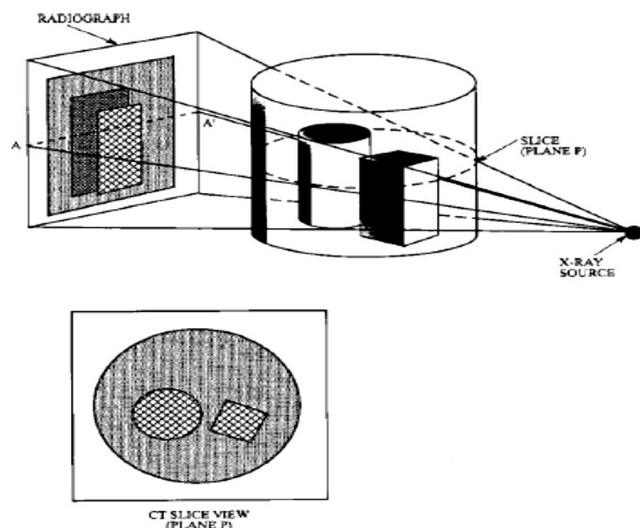


Figura 1.4. Differenza tra una radiografia e una scansione tomografica.

Mentre in una radiografia l'informazione associata alla "fetta" o "slice" di piano  $P$  è proiettata su una singola linea  $A-A'$ , con la relativa immagine ottenuta tramite una tomografia si preserva totalmente l'informazione spaziale. I dati sono acquisiti attraverso una serie di scansioni eseguite a differenti inclinazioni e l'immagine finale è ricostruita con l'ausilio di un calcolatore. Pertanto, utilizzando tale tecnologia è possibile ottenere immagini delle sezioni interne di un corpo, esaminarne le caratteristiche, condurre ispezioni e identificare qualsiasi anomalia del materiale o di tipo strutturale. Comparando e affiancando le immagini bidimensionali relative a sezioni adiacenti, si è in grado di ricostruire l'immagine a tre dimensioni del corpo. Dalla figura si evince inoltre come anche con una radiografia si possa individuare la presenza di un difetto, senza avere tuttavia la possibilità di localizzarlo nel volume, dovendo per tale scopo ricorrere a forme di triangolazione manuali o rudimentali. L'immagine ottenuta da una TC è invece il risultato della triangolazione di tutti i punti del piano da un gran numero di direzioni diverse: a causa dell'enorme mole di dati che da collezionare e processare, in genere si esegue la scansione di un piano di sezione per volta. La capacità di ricostruire immagini di alta qualità delle sezioni



interne dei corpi rende la TC un potente complemento alle convenzionali tecniche d'ispezione radiografica. Come qualsiasi altro sistema di ricostruzione d'immagine, essa non è in grado di duplicare perfettamente l'oggetto sottoposto alla scansione, per una serie di limiti dovuti alla risoluzione spaziale, alla presenza di rumore e alla possibile comparsa di *artefatti*, definiti come regioni in cui l'immagine è compromessa e non rispecchia pienamente l'aspetto reale. Tali inconvenienti, intrinseci nella tecnologia e rimovibili solo in parte tramite un adeguato post-processing, possono condurre a errate valutazioni durante l'analisi dei dati e vanno pertanto evitati, per quanto possibile. Esistono inoltre altri due limiti, uno di tipo dimensionale e uno radiometrico. Infatti, gli oggetti candidati alla scansione devono avere dimensioni compatibili con quelle dell'apparato e devono presentare caratteristiche di semi-trasparenza alle radiazioni da questo emesse. Inoltre, benché esistano metodi in grado di compensare la mancanza di dati, gli algoritmi di ricostruzione dell'immagine richiedono che siano collezionati dati su almeno 180° completi di scansione, fuorchè non siano accettabili risultati di qualità inferiore.

### 1.2.2 Cenni teorici sull'assorbimento delle radiazioni

Durante una scansione tomografica, la sezione del corpo o dell'oggetto in esame è investita da radiazioni emesse, in genere, da un tubo radiogeno. I raggi sono captati da uno o più rivelatori che valutano l'entità dell'attenuazione, espressa in unità Hounsfield, e inviano i dati in uscita a un calcolatore per la ricostruzione sul monitor della sezione d'interesse. E' possibile valutare la radiazione trasmessa attraverso lo spessore di un campione, costituito da materiale avente densità  $\rho$  e investito da una radiazione, grazie alla legge di Lambert-Beer, esprimibile matematicamente come:

$$\frac{dI}{I} = -\mu dx \quad (1.1)$$

dove  $I$  è l'intensità della radiazione incidente,  $dI/I$  la frazione di radiazione rimossa dal flusso nel momento in cui esso attraversa lo spessore sottile  $dx$  e  $\mu$  il coefficiente lineare di assorbimento dei raggi X. Le immagini risultanti sono mappe quantitative di tale coefficiente in ogni punto del piano. Rielaborando l'equazione (1.1), si ottiene:

$$I = I_0 e^{-\mu x} \quad (1.2)$$

con  $I_0$  l'intensità della radiazione non attenuata e  $I$  l'intensità della radiazione trasmessa in seguito all'attraversamento dello spessore. Nel caso in cui il materiale presenti caratteristiche non omogenee, la (1.2) va riscritta in una forma più generale:

$$I = I_0 e^{-\int \mu(s) ds} \quad (1.3)$$

in cui l'integrale di linea è preso lungo la direzione di propagazione e  $\mu(s)$  è il coefficiente in ogni punto della traiettoria. Nella TC a raggi X il rapporto  $I/I_0$  viene misurato per un vasto numero di traiettorie attraverso l'oggetto e quindi memorizzato, ottenendo una serie di integrali di linea del tipo:

$$\int \mu(s) ds = -\ln (I/I_0) \quad (1.4)$$

da trasmettere in ingresso, attualmente in tempo reale, agli algoritmi di ricostruzione dell'immagine. La proporzionalità alla densità del materiale rappresenta il punto di forza della tecnica e, in tal senso, i dati delle immagini ottenute ne rappresentano la distribuzione all'interno del corpo sotto esame. In realtà, il coefficiente  $\mu$  presenta anche una dipendenza dall'energia in gioco, funzione della composizione del materiale e preponderante o meno, rispetto a quella dalla densità, in base al livello energetico dei raggi X coinvolti. In alcune circostanze, l'effetto di tale dipendenza può essere molto dannoso, arrivando a mascherare le differenze di densità all'interno del corpo. In altre, può essere convenientemente sfruttato per evidenziare il contrasto tra materiali diversi ma caratterizzati da densità simile.

### 1.2.3 Il processo di scansione e di ricostruzione dell'immagine

Come illustrato schematicamente in Figura 1.5, il sistema di scansione esegue misure dell'attenuazione dei raggi X attraverso il corpo del provino, lungo un set di traiettorie proiettate su diversi punti periferici dell'oggetto.

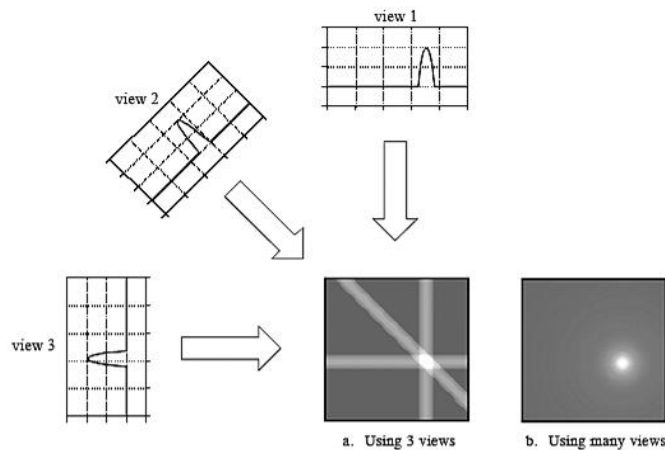


Figura 1.5. Passi del processo di ricostruzione dell'immagine tomografica e risultato finale.

Il passo successivo consiste nella ripetizione del procedimento per numerose altre angolazioni. Ogni misura di attenuazione è digitalizzata e memorizzata in un calcolatore. Infine, è necessario retroproiettare le viste lungo la linea corrispondente alla direzione in cui si erano collezionati i dati proiettati: le retroproiezioni, quando in numero sufficiente, originano una fedele ricostruzione del corpo. La procedura di ricostruzione dell'immagine include due principali metodi di trasformazione: l'algoritmo di convoluzione per la retroproiezione e la trasformazione diretta di Fourier. Il concetto fondamentale è che la trasformata di Fourier monodimensionale di una proiezione TC di un oggetto corrisponde a una proiezione nello spazio di Fourier della trasformata bidimensionale dell'oggetto stesso. In seguito alla trasformazione di ogni proiezione collezionata, per ottenere l'immagine finale è necessario invertire la trasformata bidimensionale, appunto con l'algoritmo di trasformazione diretta. Sfruttando il metodo di convoluzione, il risultato delle equazioni (1.3) e (1.4) può essere riscritto come:

$$P(\theta, \rho) = -\ln \left[ \frac{I(\theta, \rho)}{I_0} \right] = \int \mu(x, y) ds \quad (1.5)$$

dove  $I$  è una singola misura ideale dell'intensità di radiazione e rappresenta l'orientazione del detettore rispetto all'oggetto, con angolo incrementale  $\theta$  e posizione  $\rho$ ;  $\mu(x, y)$  è la distribuzione bidimensionale del coefficiente di attenuazione lineare,  $ds$  la distanza infinitesima lungo la traiettoria del raggio  $X$  attraverso l'oggetto. I valori di  $I(\theta, \rho)$  vengono normalizzati e registrati per ottenere una serie di integrali di linea attraverso l'oggetto  $P(\theta, \rho)$ , la convoluzione può quindi essere scritta come segue:

$$\mu(x, y) = \int_0^x \int_{-\infty}^{+\infty} P(\theta, \rho) G(\rho - \eta) d\eta d\theta \quad (1.6)$$

in cui  $g$  rappresenta la funzione di filtro della convoluzione stessa:

$$g = \frac{\pi^2}{2} \left( \frac{\delta(r)}{r} - \frac{1}{r^2} \right) \quad (1.7)$$

dove si è indicato con  $\delta(r)$  delta di Dirac e  $r$  il raggio di una circonferenza di ricostruzione. In conclusione, si ricava la distribuzione superficiale del coefficiente di attenuazione lineare  $\mu(x, y)$  da una serie completa di integrali di linea  $P(\theta, \rho)$  prima facendo convolvere ogni proiezione con la funzione speciale  $g$  e poi retroproiettando le viste originali per ottenere l'immagine finale. La convoluzione delle viste con la funzione  $g$  ha scopo duplice: mantenere il profilo di base di ogni vista tramite una versione in coordinate polari della funzione

delta di Dirac e correggere le sfocature che possono essere introdotte dall'algoritmo di retroproiezione. Per la precisione, se la convoluzione avviene in uno spazio diretto, si parla in genere di convoluzione/retroproiezione, se invece la convoluzione avviene in uno spazio di Fourier, si parla di retroproiezione filtrata, nonostante i termini vengano comunemente usati senza distinzione. Esiste inoltre un metodo di ricostruzione iterativo, ad approssimazioni successive, nel quale viene scelta un'immagine di partenza caratterizzata da valori arbitrari dei coefficienti di assorbimento, iterativamente comparata con misurazioni effettive e corretta per ottenere l'immagine finale. Si osserva infine che il processo di retroproiezione consiste nella riproduzione di tutte le immagini acquisite, per poi risalire a quelle originali tramite un processo di successive esclusioni.

### 1.2.4 La scala di Hounsfield

Lo strato di materiale analizzato viene suddiviso in tanti elementi di volume, o "voxel", di dimensioni fissate, per ciascuno dei quali è calcolato un numero che può essere assimilato, in una scala arbitraria, al coefficiente di attenuazione medio dei materiali o tessuti. Vengono così ricostruite immagini numeriche di strati anatomici trasversi, essendo le immagini stesse rappresentabili sotto forma di una matrice di numeri le cui dimensioni, per un dato campo di scansione, definiscono le dimensioni dell'elemento di immagine o "pixel", indice del potere di risoluzione del sistema stesso. I valori numerici elaborati dal sistema per ogni strato possono quindi consentire di distinguere tra strutture normali o modificate dal danno.

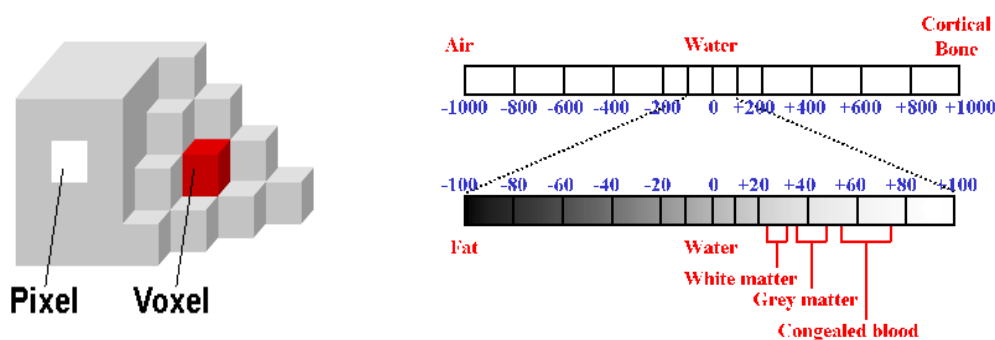


Figura 1.6. Differenza tra *pixel* e *voxel* e scala di Hounsfield.

Questi valori possono essere rappresentati in unità di misura fisiche nelle quali si considera uguale a zero il coefficiente di attenuazione dell'aria, oppure in unità arbitrarie, nelle quali si considera convenzionalmente uguale a zero il coefficiente di attenuazione dell'acqua. Attualmente si utilizza la scala Hounsfield. Come si può osservare in Figura 1.6, l'aria presenta nella scala il valore più basso, il tessuto osseo i valori più elevati, in mezzeria si collocano

altre tipologie di tessuti. Il numero di Hounsfield (HU) si ottiene a partire dalla mappa di attenuazione tramite la seguente espressione:

$$\mu(HU) = 1000 \frac{[\mu - \mu(H_2O)]}{\mu(H_2O)} \quad (1.8)$$

Dal punto di vista informatico, un numero elevato di bit permette una buona precisione, anche se aumentata la dimensione dell'immagine da archiviare. Le macchine attuali utilizzano fino a 12 bit, corrispondenti a 4096 valori sensitometrici.

### 1.2.5 Generalità sugli apparati di scansione

I moderni sistemi di scansione, industriali e medici, sono composti da una serie di sottosistemi, le cui peculiarità dipendono dal tipo di applicazione per cui nasce e viene progettato l'apparato. In ogni caso, le funzioni sostanziali assolve da ogni sottosistema sono le stesse. Osservando lo schema in Figura 1.7, procedendo con ordine abbiamo, sinteticamente:

- un'*interfaccia utente*: definisce il controllo che l'operatore possiede sul sistema e la sua interazione con esso;
- la *fonte di radiazioni*: le radiazioni impiegate negli scanner industriali provengono generalmente da tubi a raggi X, acceleratori lineari o isotopi; la scelta di una fonte piuttosto che dell'altra è dettata dai medesimi criteri che guidano la scelta della sorgente nelle convenzionali analisi radiografiche; va sottolineato che l'utilizzo di un tubo radiogeno, che genera radiazioni elettricamente, consente di ottenere flussi fotonici di diversi ordini di grandezza superiori rispetto alle altre sorgenti, costringendo tuttavia a tempi tecnici di scansione più ridotti per ovvie ragioni;
- i *rivelatori di radiazioni*: necessari per valutare l'effetto della trasmissione dei raggi attraverso il corpo lungo le differenti traiettorie, convertono le radiazioni che li investono in segnali elettrici; si citano in particolare i *rivelatori a scintillazione*: un materiale *scintillatore* è in grado di emettere luce in modo proporzionale all'intensità del flusso di radiazioni che lo investe; il rivelatore a scintillazione, attraverso un fotodiodo, converte il segnale luminoso in segnale elettrico;
- un *sistema meccanico di scansione*: la parte meccanica consente il moto relativo tra il corpo in esame, la sorgente e i rivelatori;
- il *calcolatore*: svolge numerosi compiti primari, tra i quali vanno sicuramente citati: il controllo della movimentazione e delle operazioni della sorgente di radiazioni, parte dell'acquisizione dei dati e la

ricostruzione dell'immagine; esso consente inoltre l'archiviazione dei dati, la loro visualizzazione e rielaborazione.

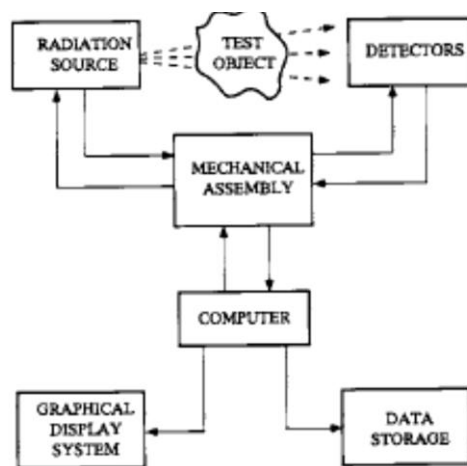


Figura 1.7. Schema a blocchi dei principali componenti di un apparato di scansione tomografica.

E' necessario aprire una parentesi per illustrare i più diffusi sistemi di movimentazione meccanica. Come osservabile in Figura 1.8, gli apparati di scansione sinora sviluppati e utilizzati appartengono in genere, seguendo una classificazione nata originariamente in ambito medico, a una delle seguenti quattro generazioni:

- sistemi di I generazione: in Figura 1.8 (A), sono caratterizzati dalla presenza di una singola sorgente di raggi X che genera un fascio a *pennello* e di un unico rivelatore, entrambi sottoposti a movimento sia traslatorio sia rotazionale. L'insieme costituito da sorgente e rivelatore si muove in direzione perpendicolare al fascio di raggi X, originando una vista per ogni traslazione compiuta. Le viste successive sono ottenute facendo ruotare l'oggetto oppure il blocco sorgente/rivelatore attorno ad esso. Sono sistemi semplici dal punto di vista progettuale e flessibili dal punto di vista operativo, che tuttavia richiedono lunghi tempi di scansione, quantificabili anche in alcuni minuti per ogni sezione;
- sistemi di II generazione: in Figura 1.8 (B), differiscono dai primi per la presenza di rivelatori multipli che consentono di acquisire più viste durante una sola movimentazione, portando i tempi di scansione sotto la soglia del minuto; come accade per i sistemi di I generazione, sono molto flessibili e consentono di alloggiare corpi di dimensioni variabili su ampi intervalli, caratteristica non trascurabile soprattutto per le applicazioni di tipo industriale;

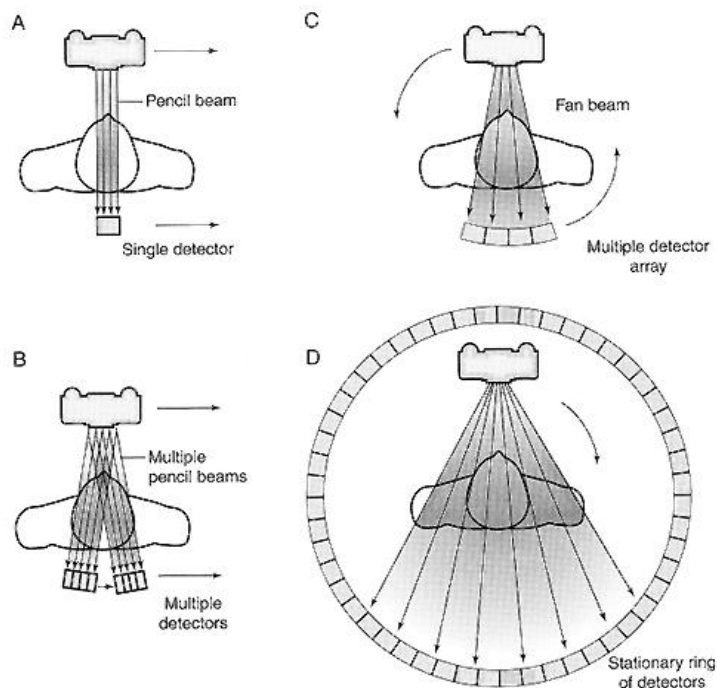


Figura 1.8. Principali categorie esistenti di sistemi di scansione tomografica.

- sistemi di III generazione: in Figura 1.8 (C), si distinguono dai precedenti per la presenza di fasci a *ventaglio* e poiché in essi il numero dei rivelatori aumenta ulteriormente (fino a 500 o anche 1000) e il movimento di scansione del tubo radiogeno e dei rivelatori è esclusivamente rotatorio concentrico; consentono di ottenere una vista completa per ogni passo di acquisizione. Per potervi alloggiare corpi di dimensioni ingombranti, sono ancora possibili movimenti di tipo traslatorio, durante i quali tuttavia non avviene alcun tipo di campionamento. Tipicamente, sono molto più rapidi dei sistemi di II generazione ma presentano requisiti stringenti in termini prestazionali;
- sistemi di IV generazione: in Figura 1.8 (D), sono caratterizzati dal movimento rotatorio del solo tubo radiogeno e dalla presenza di una corona circolare stazionaria di rivelatori; la vista è ottenuta valutando l'assorbimento di ogni singolo rivelatore nella sequenza di posizioni del tubo a raggi X. Essi combinano la rapidità dei sistemi di II generazione con una particolare resistenza agli artefatti, risultando tuttavia più complessi e costosi e introducendo limiti più restrittivi per quanto riguarda le dimensioni del corpo in esame;
- sistemi di V generazione o elicoidali: analoghi ai sistemi di IV generazione, presentano una corona circolare stazionaria di rivelatori

attorno alla quale ruota un tubo radiogeno; il supporto del corpo o dell'oggetto in esame è libero di traslare internamente alla corona.

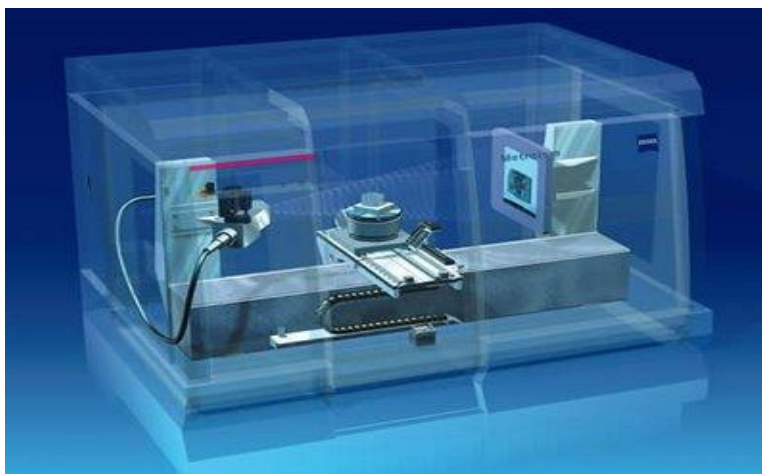


Figura 1.9. Moderno apparato industriale di scansione tomografica Zeiss.

### 1.2.6 TC, micro-TC e nano-TC nell'indagine del danno

Grazie alla penetrazione dei raggi X, la TC a elevati livelli di risoluzione consente l'indagine non distruttiva del comportamento meccanico dei materiali e, entro certi limiti, la caratterizzazione chimica della loro struttura interna. Inoltre, con alcuni accorgimenti può essere impiegata allo stesso modo sia per i metalli sia per i compositi, per materiali solidi o fibrosi, per superfici lisce o irregolari. Sono altresì noti gli innumerevoli impieghi nell'ambito della Medicina che non vengono qui citati per ovvie ragioni. Se utilizzata parallelamente ad altri metodi non distruttivi d'indagine, come gli ultrasuoni, tale tecnologia consente valutazioni difettologiche e dell'integrità del materiale che non sarebbero altrimenti ottenibili con le tecniche convenzionali. Il principale vantaggio risiede nella capacità di fornire immagini densimetriche di facile interpretazione se comparate a quelle ottenute da radiografie canoniche. Immagini che, essendo digitali, possono essere facilmente analizzate, archiviate e trasmesse, modificate oppure utilizzate come input per processi di calcolo, proprio come avviene durante il processo di ricostruzione da parte degli algoritmi di ricostruzione. Al fine di indagare l'interazione tra i micro-mechanismi che sono origine del danno nei materiali compositi e della loro propagazione, è possibile esaminare le immagini ad altissima risoluzione ottenibili grazie alle tecniche di micro-TC e nano-TC (oggi è possibile scendere sotto la soglia del micron [1]), tramite apposite apparecchiature ottiche che consentono un elevato livello di dettaglio. Allo stato dell'arte, impiegando



particolari sistemi dotati di sorgenti di luce di sincrotrone, con cui è possibile ottenere e controllare flussi concentrati ed estremamente energetici, si riescono a ricostruire immagini tridimensionali simili a quella in Figura 1.10, in cui è possibile distinguere le singole fibre e spostamenti del fronte di danno di alcune centinaia di nm [1]. Nello specifico, l'immagine tridimensionale in figura, ricostruita da sezioni ad altissima risoluzione ottenute tramite SRCT (Synchrotron Radiation Computed Tomography), si riferisce a un provino in materiale composito in carbonio e resina epossidica, caricato assialmente sino all'80% dello sforzo di rottura. Sono stati identificati i punti di cedimento delle singole fibre (diametro 7  $\mu\text{m}$ ), le delaminazioni a livello interlaminare e le cricche intralaminari, che come osservabile si manifestano e interagiscono in modo combinato in regioni spaziali ristrette.

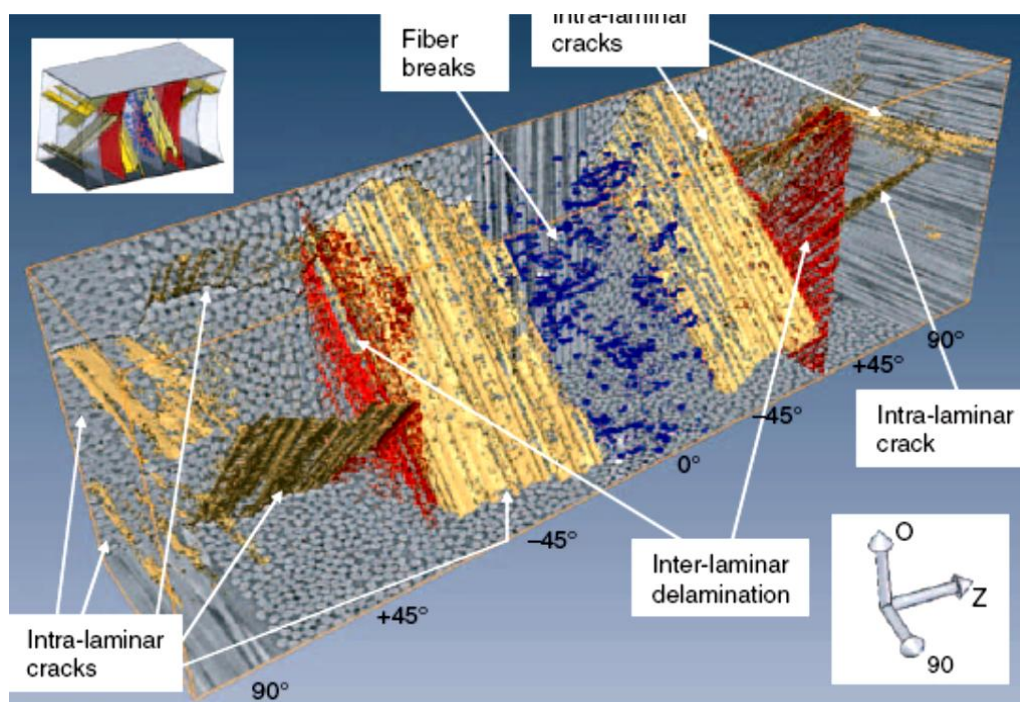


Figura 1.10. Micro-scansione tomografica di campione in carbonio e resina epossidica effettuata tramite SRCT (Synchrotron Radiation Computed Tomography) [1]. In colore rosso e marrone, rispettivamente, il danno interlaminare e intralaminare. In colore blu i punti di rottura delle fibre, che risultano ben identificabili.

### 1.3 Meccanismi del danno nei materiali compositi

Come già accennato, diversamente da quanto accade nel caso dei metalli, i materiali compositi presentano evidenti caratteristiche di non omogeneità e

anisotropia o eventualmente ortotropia. Essi si differenziano dai primi in particolare per la tendenza ad accumulare danno in modo diffuso e progressivo, piuttosto che a localizzarlo in una singola macro-frattura. Le principali tipologie di danneggiamento dei materiali compositi sono quattro:

- il danneggiamento progressivo della matrice;
- il danneggiamento dell'interfaccia fibra-matrice;
- la rottura delle fibre a trazione e compressione;
- i fenomeni di delaminazione.

I primi tre meccanismi sono identificati come danni di tipo intralaminare, si manifestano cioè nello spessore della lamina e sono effetto delle componenti di sforzo che agiscono nel piano della lamina stessa. L'ultimo è invece di tipo interlaminare ed è originato dalle componenti di sforzo che agiscono fuori dal piano della lamina. Tali meccanismi possono evolvere in modo indipendente oppure in modo combinato e la predominanza di una tipologia di danneggiamento rispetto all'altra dipende fortemente dalle caratteristiche del materiale, dalle sequenze di laminazione, dalle condizioni ambientali e da numerosi altri fattori, ancora oggi non del tutto chiari. Quindi, le lamine di un materiale composito possono essere soggette a stati di sforzo con componenti agenti nel loro piano o fuori dal loro piano. I laminati sono in generale elementi con spessori molto piccoli rispetto alle dimensioni in pianta. I carichi trasversali applicati al laminato hanno a disposizione aree resistenti molto grandi. D'altra parte, se caricati trasversalmente, sulle facce aventi normali in direzione dell'asse Z, i laminati si flettono e la flessione origina uno stato di sforzo nel piano delle lamine. Tali sforzi devono equilibrare i momenti dei carichi esterni con bracci limitati, con ordine di grandezza pari allo spessore del laminato stesso. In tali condizioni, gli stati di sforzo nel piano governano la rigidità e la resistenza dei laminati. L'analisi dello stato di sforzo di un laminato in composito di piccolo-medio spessore, pertanto, si può inizialmente focalizzare sugli stati di sforzo piani. Infatti, prima che le componenti di sforzo fuori dal piano possano raggiungere valori tali da influenzare significativamente gli spostamenti o la possibilità di rottura del laminato, le deflessioni o gli sforzi di origine flessionale sono verosimilmente giunti a livelli non accettabili. Deve essere rilevato, tuttavia, che le componenti di sforzo fuori dal piano agiscono negli strati interlaminari. Tali strati sono critici dal punto di vista della resistenza del laminato in composito, poiché hanno livelli di resistenza particolarmente bassi. Di conseguenza, nel caso di laminati spessi, che possono sostenere la flessione originata da carichi trasversali elevati, di carichi trasversali molto concentrati o di concentrazioni di sforzo dovuti a variazioni di geometrie, a curvature, o all'interruzione di lamine, gli sforzi fuori dal piano non possono trascurati nell'analisi della resistenza del laminato.

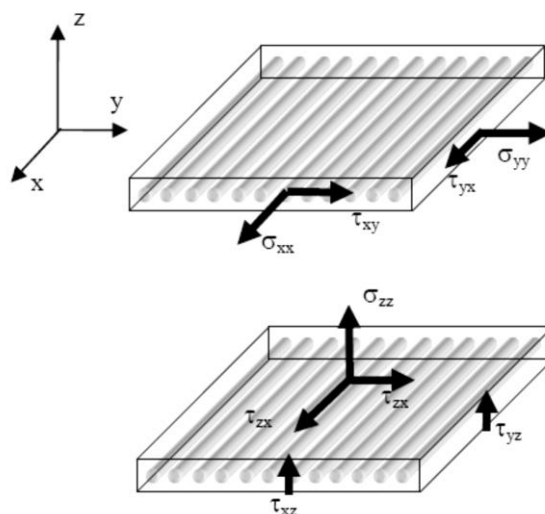


Figura 1.11. Definizione degli sforzi nel piano e fuori dal piano in una lamina in composito.

### 1.3.1 Il danneggiamento progressivo della matrice

Il danneggiamento intralaminare della matrice si manifesta con l'insorgere di fratture in direzione parallela alle fibre della lamina. Esse risultano orientate trasversalmente al carico di trazione applicato quando le fibre della lamina sono anch'esse orientate trasversalmente. In realtà, questo tipo di danneggiamento si presenta anche in lamine inclinate rispetto alla direzione del carico, con un'azione combinata delle componenti di sforzo. A livello micro-strutturale il meccanismo, noto come *transverse matrix cracking*, è collegato anche a fenomeni di frattura nell'interfaccia tra fibra e matrice. E' inoltre uno dei primi ad attivarsi durante prove quasi-statiche o cicliche di laminati sottoposti a trazione: nelle prime esso si manifesta in largo anticipo rispetto al limite di rottura del laminato e la comparsa di fratture trasversali nella matrice, che avviene approssimativamente in corrispondenza della *first ply failure*, non comporta un effetto particolarmente significativo sulla risposta macroscopica del laminato. Lo sviluppo delle fratture trasversali riduce le caratteristiche di rigidità delle lamine nelle direzioni in cui tale proprietà è dominata dalla fase matrice; tuttavia, per laminati con rinforzo multi-direzionale, l'effetto sulla rigidità complessiva, dovuta alle caratteristiche delle fibre allineate con la direzione del carico, è trascurabile. Il *transverse matrix cracking* procede in modo tipicamente progressivo, fino a raggiungere uno stato di saturazione, noto come *characteristic damage state*, oltre il quale non si osserva ulteriore accumulo di danno.

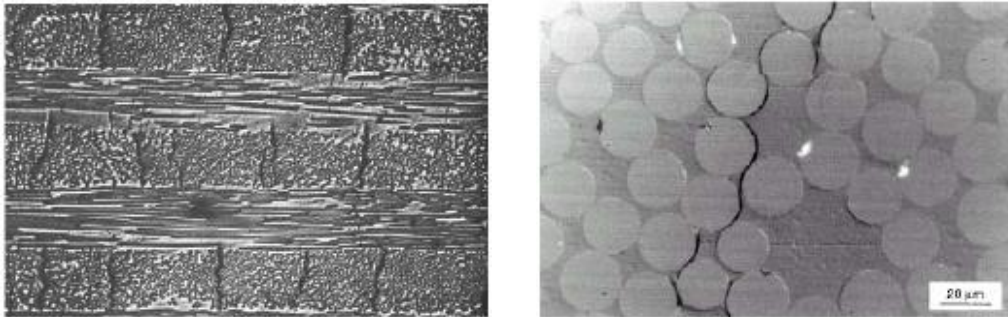


Figura 1.12. Transverse matrix cracking in immagini ad alta risoluzione [2].

### 1.3.2 Il danneggiamento dell'interfaccia fibra-matrice

Fra i possibili meccanismi di danno vi è la comparsa di fratture parallele alle fibre orientate secondo l'asse di applicazione del carico. La loro genesi, tipica delle lamine con rinforzo unidirezionale, è dovuta alla differenza dei coefficienti di Poisson tra le lamine orientate in direzione del carico e quelle a esse trasversali. In un provino sottoposto a trazione lungo l'asse longitudinale, le lamine a  $0^\circ$  tendono naturalmente a contrarsi mentre quelle orientate a  $90^\circ$  si oppongono a tale comportamento. Conseguentemente, lo stato di sforzo che deriva dalla combinazione dei due fenomeni può condurre a fratture nella matrice secondo la direzione parallela alle fibre. Nel danneggiamento globale del laminato il meccanismo ha minore rilevanza rispetto al *transverse matrix cracking* ed è in genere difficilmente osservabile, se non poco prima del cedimento dell'intero laminato o in prossimità di discontinuità o intagli.

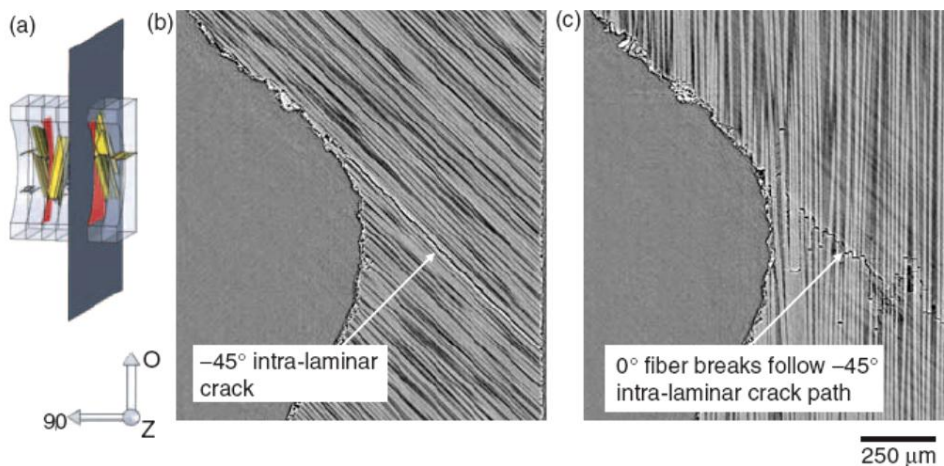


Figura 1.13. Micro-scansione per l'indagine della direzionalità del danno [1]. Si può osservare come la linea di rottura delle fibre della lamina a  $0^\circ$  sia perfettamente sovrapposta alla frattura intralaminare dello strato precedente orientato a  $-45^\circ$ .

### 1.3.3 Meccanismi di danno a trazione

La diretta conseguenza della rottura delle fibre a trazione è in genere il cedimento dell'intero laminato. In particolare, il collasso avviene quando le fibre contigue a quelle interrotte da danni all'interno della matrice, già sollecitate ai limiti della loro resistenza, non sono più in grado di farsi carico della sovrasollecitazione. Le zone in cui la matrice è danneggiata sono infatti caratterizzate da un sovraccarico delle fibre; inoltre, quando si ha rottura dell'interfaccia fibra-matrice, la capacità di trasferimento del carico risulta compromessa. La riduzione della capacità di trasferimento del carico, dovuta proprio al danno della matrice, aggrava la situazione, impedendo alla parte di fibra ancora integra di collaborare. L'interazione fra i meccanismi di danno della matrice e la rottura delle fibre non è pertanto assolutamente trascurabile nel comportamento, in particolare a fatica, dei materiali compositi.

### 1.3.4 Meccanismi di danno a compressione

Il fenomeno di danneggiamento a compressione si presenta in maniera completamente diversa rispetto al caso della trazione. La fibra ha scarsa rigidità flessionale a causa del ridotto diametro ed è stabilizzata dalla rigidità trasversale e a taglio della matrice. In presenza di piccoli disallineamenti e di elevate azioni di compressione, la matrice non è più in grado di svolgere tale compito stabilizzante, dando origine a uno sbandamento in fase, in cui la matrice cede a taglio, o in controfase. Nei compositi d'interesse strutturale il cedimento in fase, noto con il nome di *shear mode*, è prevalente. La micro-instabilizzazione descritta sottrae area resistente alla compressione e accelera la propagazione della delaminazione.

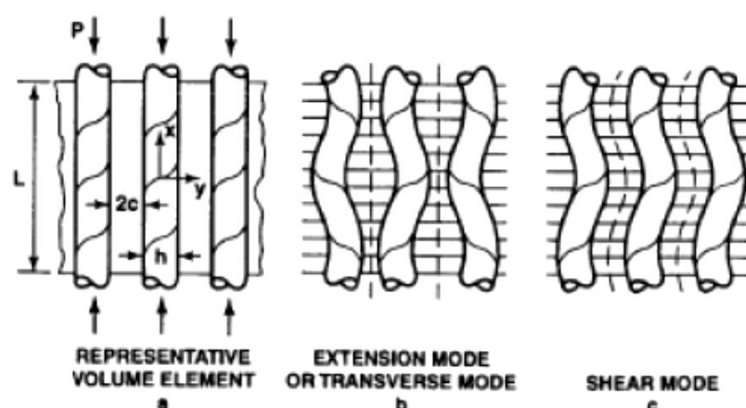


Figura 1.14. Tipologie di instabilità delle fibre di un laminato caricate a compressione.

### 1.3.5 Il fenomeno della delaminazione

Come già accennato, la delaminazione è il danno interlaminare promosso dall'azione di componenti di sforzo che agiscono fuori dal piano del laminato e rappresenta, per i materiali compositi, uno dei fattori di rischio più significativi. La frattura per delaminazione può avvenire secondo tre modalità principali: Modo I, Modo II o Modo III, con la possibile combinazione di questi.

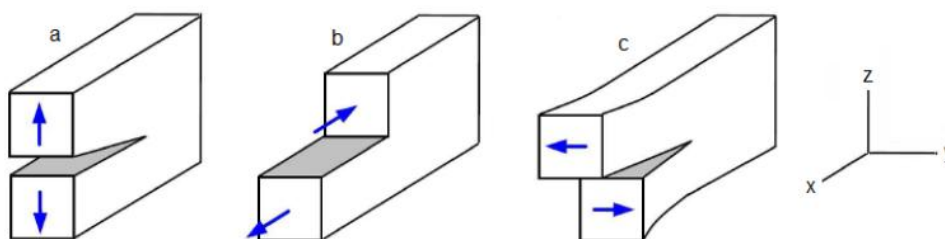


Figura 1.15. Classificazione usuale delle principali modalità di delaminazione.

Riferendosi alle immagini in Figura 1.15, la delaminazione secondo Modo I è dovuta principalmente allo sforzo normale interlaminare  $\sigma_z$ , quelle in Modo II e Modo III sono invece associate agli sforzi interlaminari di taglio  $\tau_{xz}$  e  $\tau_{yz}$ . Generalmente, il processo di delaminazione è innescato dallo sviluppo e dalla propagazione di danni intralaminari nella matrice, le cui origini possono essere molteplici (impatto, fatica, difetti nella struttura interna del materiale o di produzione) oppure dagli effetti di bordo libero del laminato. Per quanto concerne i primi, è frequente la comparsa di delaminazioni in prossimità di fratture trasversali nella matrice. Gli effetti di bordo libero, per la cui trattazione completa si rimanda al capitolo 3, sono invece dovuti alla necessità di soddisfare la congruenza fra le lamine ai bordi del laminato: ivi un lato delle lamine deve essere scarico e la componente di sforzo intralaminare che agisce su esso viene sostituita da una componente di sforzo interlaminare. Ciò origina la comparsa di elevati valori di sforzo interlaminare ai bordi, rendendoli i luoghi favoriti per lo sviluppo di delaminazioni. Punti di potenziale sviluppo sono inoltre le zone caratterizzate dalla presenza di curvature, variazioni di forma e di spessore e infine difetti tecnologici. Infine, è necessario sottolineare che la delaminazione, a differenza del *transverse matrix cracking*, avviene lungo una direzione dove con le tecnologie di laminazione convenzionali non è possibile introdurre alcun tipo di rinforzo [2] e quindi evitare che sia la sola matrice a mettere in gioco gli sforzi in grado di equilibrare i carichi esterni. Pertanto, una volta innescatasi, la delaminazione può avanzare nel composito senza incontrare barriere in grado di bloccarne la propagazione, finché il cedimento diviene inevitabile. Storicamente si è dedicata molta attenzione al Modo I, in quanto in questo caso la frattura è innescata per valori più bassi di sforzo rispetto alle altre modalità di

danneggiamento. La prova *Double Cantilever Beam* (DCB) costituisce lo standard per la valutazione della tenacità interlaminare in Modo I e i requisiti sono chiaramente espressi nella normativa ASTM D 5528-01 [3]. Il test *End Notched Flexure* (ENF) è fra i più accreditati per la determinazione della tenacità interlaminare in Modo II. Esso, a differenza del DCB, non è ancora stato standardizzato da una specifica normativa che ne definisca i parametri quali lo spessore dei provini, la loro geometria, il metodo di riduzione dati da utilizzare, la procedura per eseguire il pre-danneggiamento. Infine, Le prove in Modo III hanno lo scopo di calcolare la tenacità interlaminare a vari rapporti di carico in Modo I e Modo II, attraverso il test noto come *Mixed-Mode Bending* (MMB). Le caratteristiche dell'attrezzatura per il test MMB sono riportate nella normativa ASTM D 6671/D6671M-04 [4].

### **1.3.6 Cenni al danno a fatica e da impatto**

L'esecuzione di prove a fatica su campioni in materiale composito provoca un accumulo di danno che evolve secondo i molteplici meccanismi presentati nelle sezioni precedenti. Nelle sollecitazioni a carattere ciclico, la disomogeneità dello stato di sforzo e delle proprietà meccaniche a livello micro strutturale può nucleare le diverse tipologie di danneggiamento anche per livelli di sforzo inferiori a quelli corrispondenti all'attivazione dei meccanismi di danno in condizioni quasi-statiche. L'accumulo di danno provoca una riduzione della rigidità e anche della resistenza residua, misurabile interrompendo la prova a fatica ed eseguendo una prova statica fino a rottura. Oltre un certo livello di accumulo, si ha il cedimento finale del provino, che generalmente avviene improvvisamente. Noti il numero di cicli cui il provino è stato sottoposto e l'ampiezza dell'oscillazione di carico, è possibile costruire la curva di Wöhler, in modo del tutto simile al caso dei metalli, nonostante si ottenga una curva di forma diversa e che non consente di distinguere l'attivazione dei diversi meccanismi di danno. A tal fine, è possibile raccogliere i dati necessari a tracciare le curve che, dato un livello di sforzo  $S_a$ , rappresentano le soglie di attivazione, in termini di numero di cicli, per ogni tipo di meccanismo. In un laminato in composito soggetto a fatica pulsatoria a trazione, ad esempio, l'evoluzione del danno potrebbe essere caratterizzata dalla comparsa di *transverse matrix cracking*, seguita dalla comparsa delle prime delaminazioni, dalla loro propagazione e dall'inizio delle fratture nei gruppi di fibre. E' interessante osservare che i materiali che offrono le migliori prestazioni di resistenza in prove quasi-statiche non presentano, in generale, le migliori prestazioni a fatica. La forma delle curve di Wöhler ottenute è molto varia: alcuni materiali presentano una relazione lineare, altri dei limiti di fatica, altri ancora mostrano una marcata curvatura verso il basso ad alti valori del numero di cicli. Il comportamento dei laminati, a parità di fibre di rinforzo, dipende inoltre dal tipo di resina epossidica di cui sono costituiti. Per quanto concerne i



danneggiamenti da impatto, nei metalli gli impatti a bassa e media energia provocano danni facilmente rilevabili attraverso l'ispezione visiva, quali indentazioni o al più perforazioni. Diversamente, il problema degli impatti a bassa energia presenta aspetti significativamente più critici nel caso delle strutture in composito. Per tali strutture si può distinguere fra impatti a bassa velocità (*Low Velocity Impacts*, LVI), causa prevalentemente di danni quali il *matrix cracking* e la delaminazione, con limitate rotture delle fibre, e impatti ad alta velocità (*High Velocity Impacts*, HVI), che possono comportare o meno perforazioni e che in genere comportano la rottura delle fibre. I danni da impatto a bassa velocità, nei materiali compositi, sono visivamente difficili da individuare, poiché essenzialmente interni al laminato. La soglia di visibilità (*Barely Visible Impact Damage*, BVID) dipende dal tipo di materiale e dalla sequenza di laminazione; pericolose delaminazioni con dimensioni dell'ordine della decina di millimetri e oltre possono tuttavia essere inferiori alla soglia d'identificazione mediante ispezione visiva. I controlli non distruttivi più utilizzati per l'identificazione dei danni da impatto nei compositi sono basati sugli ultrasuoni. Attraverso questi mezzi d'indagine è possibile evidenziare come impatti a bassa velocità, con energia dell'ordine di poche decine di Joule, possono provocare estese delaminazioni, senza essere visivamente individuabili. In Figura 1.16 è mostrata la tipica morfologia in pianta delle delaminazioni da impatto a bassa o media energia in laminati in compositi.

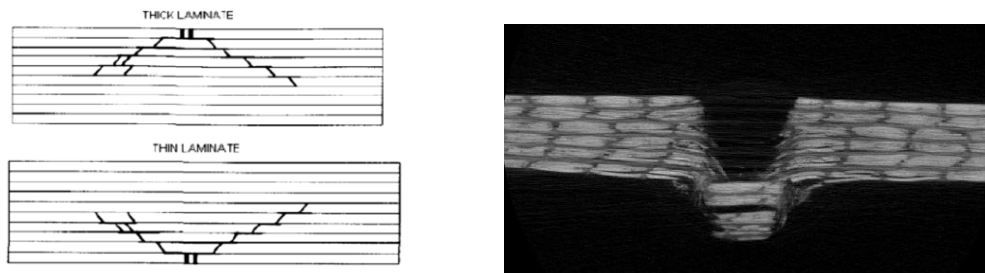


Figura 1.16. Tipica evoluzione morfologica di un danno da impatto a media velocità negli strati di una lamina e micro-tomografia del cono d'impatto in un campione in composito  $[0/90]_{ns}$  in fibra di vetro.

Va osservato come a impatti da circa 20 J possano corrispondere aree di delaminazione di estensione superiore ai  $2000 \text{ mm}^2$ , corrispondenti a diametri di 50 mm [2]. Le fratture interlaminari prodotte da questo tipo d'impatti sono poi propagate dalle sollecitazioni meccaniche cicliche, conducendo a conseguenze al collasso dell'elemento strutturale.



## 1.4 Equazioni per il calcolo degli sforzi in provini curvi

Prima di illustrare in dettaglio le principali modalità di prova sperimentate negli ultimi decenni, è opportuno un cenno alle equazioni necessarie per il calcolo degli sforzi in provini curvi.

### 1.4.1 Sforzi in un provino curvo sottoposto a momento flettente

Le equazioni più impiegate nei metodi a elementi finiti per il calcolo degli sforzi radiale  $\sigma_r$ , tangenziale  $\sigma_\theta$  e di taglio interlaminare  $\tau_{r\theta}$  in un provino con profilo cilindrico, costituito da materiale anisotropo omogeneo e caricato da un momento flettente  $M$  uniforme, come indicato in Figura 1.17, sono fornite da Lekhnitskii [5]:

$$\sigma_r = -\frac{M}{R_0^2 b g} \left[ 1 - \frac{c^{k+1}}{1 - c^{2k}} \left( \frac{r}{R_0} \right)^{k-1} - \frac{1 - c^{k-1}}{c^{2k}} c^{k+1} \left( \frac{R_0}{r} \right)^{k+1} \right] \quad (1.9)$$

$$\sigma_\theta = -\frac{M}{R_0^2 b g} \left[ 1 - \frac{1 - c^{k+1}}{1 - c^{2k}} \left( \frac{r}{R_0} \right)^{k-1} - \frac{1 - c^{k-1}}{1 - c^{2k}} k c^{k+1} \left( \frac{R_0}{r} \right)^{k+1} \right] \quad (1.10)$$

$$\tau_{r\theta} = 0 \quad (1.11)$$

dove, facendo riferimento all'immagine di Figura 1.17,  $R_i$  e  $R_o$  sono rispettivamente il raggio interno ed esterno del provino,  $b$  la larghezza,  $r$  il raggio nel punto considerato e i parametri  $c$ ,  $k$ ,  $g$  sono definiti dalle:

$$c = R_i/R_o \quad (1.12)$$

$$k = (E_\theta/E_r)^{\frac{1}{2}} \quad (1.13)$$

$$g = \frac{1 - c^2}{2} - \frac{k}{k+1} \frac{(1 - c^{k+1})}{1 - c^{2k}} + \frac{k c^2}{k-1} \frac{(1 - c^{k-1})^2}{1 - c^{2k}} \quad (1.14)$$

con  $E_\theta$  e  $E_r$  i moduli elastici in direzione tangenziale e radiale. La posizione radiale dove si ha lo sforzo massimo è definita dalla:

$$r_m = \left[ \frac{(k+1)(1 - c^{k-1})c(R_i R_o)^k}{(k-1)(1 - c^{k+1})} \right]^{1/2k} \quad (1.15)$$

Sostituendo il valore di  $g$  dell'equazione (1.14) nella (1.9) si ottiene un'espressione, piuttosto complicata, da cui è possibile ricavare il massimo sforzo radiale  $\sigma_r$ . Per un'ampia gamma di geometrie e materiali si può utilizzare un'equazione più semplice ma comunque abbastanza accurata, fornita da Kedward [6]:

$$\sigma_{rmax} = \frac{3M}{2bt(R_i R_0)^{1/2}} \quad (1.16)$$

che sotto alcune condizioni sul rapporto  $R_m/t$  e su quello dei moduli elastici  $E_\theta/E_r$  offre risultati con errore inferiore all'1% per gran parte delle applicazioni pratiche, mostrando inoltre una quasi indipendenza del massimo sforzo radiale dal grado di anisotropia del materiale [6]. Nel caso di puro momento flettente, le componenti dello sforzo non variano con la coordinata polare  $\theta$  e le equazioni di equilibrio nel piano si riducono a:

$$\frac{\partial \sigma_r}{\partial r} + \frac{\sigma_r - \sigma_\theta}{r} = 0 \quad (1.17)$$

$$\frac{\partial \tau_{r\theta}}{\partial r} + 2 \frac{\tau_{r\theta}}{r} = 0 \quad (1.18)$$

Entrambe le equazioni (1.17) e (1.18) sono soddisfatte quando  $\sigma_r = \sigma_\theta$  e  $\tau_{r\theta} = 0$ , ovvero si ha uno stato di compressione nella posizione di massimo  $\sigma_r$ . Tale condizione è in genere indicata come *punto di isotropia*.

#### 1.4.2 Sforzi in un provino curvo sottoposto a carico arbitrario

Lekhnitskii [5] fornisce inoltre le equazioni per il calcolo degli sforzi radiale  $\sigma_r$ , tangenziale  $\sigma_\theta$  e di taglio interlaminare  $\tau_{r\theta}$  per un provino sottoposto a un carico arbitrario  $P$ , come mostrato in Figura 1.17, a un estremo:

$$\sigma_r = -\frac{P}{R_0 b g_1} \frac{R_0}{r} \left[ \left( \frac{r}{R_0} \right)^\beta + c^\beta \left( \frac{R_0}{r} \right)^\beta - 1 - c^\beta \right] \times \sin(\theta + \omega) \quad (1.19)$$

$$\sigma_\theta = -\frac{P}{R_0 b g_1} \frac{R_0}{r} \left[ (1 + \beta) \left( \frac{r}{R_0} \right)^\beta + (1 - \beta) c^\beta \left( \frac{R_0}{r} \right)^\beta - 1 - c^\beta \right] \times \sin(\theta + \omega) \quad (1.20)$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{-P}{R_0 b g_1} \frac{R_0}{r} \left[ \left( \frac{r}{R_0} \right)^\beta + c^\beta \left( \frac{R_0}{r} \right)^\beta - 1 - c^\beta \right] \times \cos(\theta + \omega) \quad (1.21)$$

in cui  $R_i$  e  $R_o$  sono rispettivamente il raggio interno ed esterno del provino,  $b$  la larghezza,  $r$  il raggio nel punto considerato,  $\theta$  la coordinata polare,  $\omega$  la direzione del carico e i parametri  $c$ ,  $\beta$ ,  $g_1$  sono definiti dalle :

$$c = R_i/R_o \quad (1.22)$$

$$\beta = \left[ 1 + \frac{E_\theta}{E_r} (1 - 2\nu_{r\theta}) + \frac{E_\theta}{G_{r\theta}} \right]^{1/2} \quad (1.23)$$

$$g_1 = \frac{2}{\beta} (1 - c^\beta) + (1 + c^\beta) \ln(c) \quad (1.24)$$

con  $E_\theta$  e  $E_r$  i moduli elastici in direzione tangenziale e radiale,  $G_{r\theta}$  il modulo elastico trasversale e  $\nu_{r\theta}$  il coefficiente di Poisson. La posizione radiale dove si ha lo sforzo massimo è data dalla (1.25).

$$r_m = \left( \frac{R_o^\beta}{2(1-\beta)} \left\{ 1 + c^\beta - [(1 + c^\beta)^2 + 4c^\beta(\beta^2 - 1)]^{1/2} \right\} \right)^{1/\beta} \quad (1.25)$$

Esse forniscono le basi per gli algoritmi dei più comuni metodi a elementi finiti.

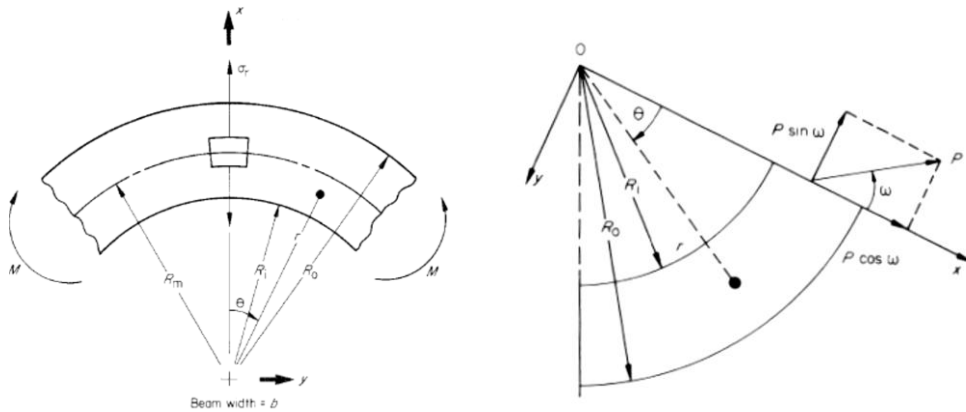


Figura 1.17. Concio di trave cilindrica caricato agli estremi con momento uniforme  $M$  e con carico arbitrario  $P$ .

## 1.5 Prove per la valutazione della resistenza interlaminare

La delaminazione causata dagli sforzi interlaminari è la modalità più frequente di danno che si osserva nell'ambito dei materiali compositi. Tale affermazione può essere giustificata dal fatto che, a livello dell'interlamina, la resistenza riscontrata è tipicamente molto bassa. Inoltre, l'affidabilità dei dati a disposizione riguardanti l'*Interlaminar Tensile Strength* (ILTS) e l'*Interlaminar Shear Stress* (ILSS) è soggetta a una costante validazione e verifica [7]: nonostante i continui progressi, risulta oggi ancora difficile progettare con lo scopo di evitare, o perlomeno controllare, il manifestarsi di tale fenomeno. Nel corso degli ultimi decenni, sono state introdotte e messe a punto numerose prove sperimentali, spesso supportate da simulazioni numeriche, di cui le sezioni che seguono presentano una breve rassegna. In particolare, visti i vincoli progettuali imposti per la progettazione preliminare dell'attrezzatura di prova, i cui aspetti sono trattati nel capitolo 2, si è posta particolare attenzione alle tipologie di test presenti in letteratura riguardanti l'indagine di provini angolari con raccordo curvilineo. Storicamente parlando, le principali tipologie di prove eseguite per la valutazione dell'ILSS sono state condotte sfruttando il provino di Iosipescu [8], il provino di Arcan [9] oppure i più comuni test di flessione *End-Notched-Flexure* (ENF) a 3 e 4 punti, che qui non vengono esaminati e per cui si rimanda alle trattazioni esistenti. Nonostante siano state condotte numerose indagini sperimentali e numeriche, vi sono ancora pochi risultati soddisfacenti per quanto riguarda un'accurata stima dell'ILTS nei laminati in materiale composito.

### 1.5.1 Il provino di Iosipescu

La prova sperimentale di Iosipescu è dettagliatamente descritta dalla normativa *ASTM D 5379*, "*Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*" [8]. Essa definisce metodologie, obiettivi e specifiche del test. Un provino snello, con vista in pianta rettangolare e dotato di due appositi intagli centrali, le cui caratteristiche sono illustrate in Figura 1.18, è installato su di una specifica attrezzatura, mostrata in Figura 1.19, pensata e progettata in modo tale che gli intagli siano posizionabili lungo la linea di applicazione del carico attraverso un sistema di allineamento.

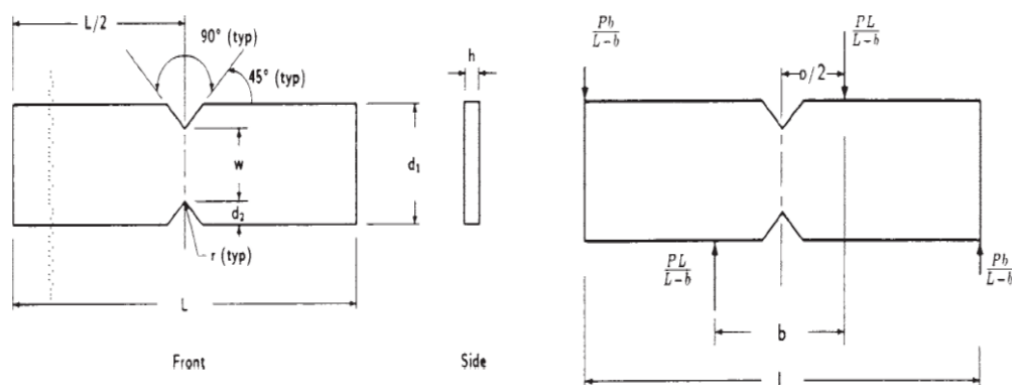


Figura. 1.18. Caratteristiche geometriche del provino di Iosipescu e diagramma dei carichi concentrati.

Attraverso le due metà dell'attrezzatura è possibile bloccare le estremità del campione a compressione. Causandone la traslazione relativa, il provino, la cui rotazione è impedita, viene a sua volta sottoposto a un'azione di carico tramite un puntone verticale. In tal modo è possibile, attraverso almeno due sensori di deformazione collocati a  $\pm 45^\circ$  rispetto alla linea di applicazione del carico, valutare l'intensità dello sforzo di taglio. Esso raggiunge il suo valore massimo nella regione interna agli intagli. Il diagramma delle azioni interne lungo il provino è quello tipico di una flessione asimmetrica e assume l'andamento mostrato in Figura 1.19; si ottiene uno stato di taglio puro. La presenza degli intagli centrali, che contrariamente a quanto ci si aspetterebbe, non introduce una particolare concentrazione di sforzo, permette di ottenere la costanza del taglio nella sezione centrale. In materiali anisotropi, la prova consente di valutare la risposta a taglio del materiale in uno qualsiasi dei sei piani d'interesse, semplicemente orientando il provino secondo il piano desiderato.

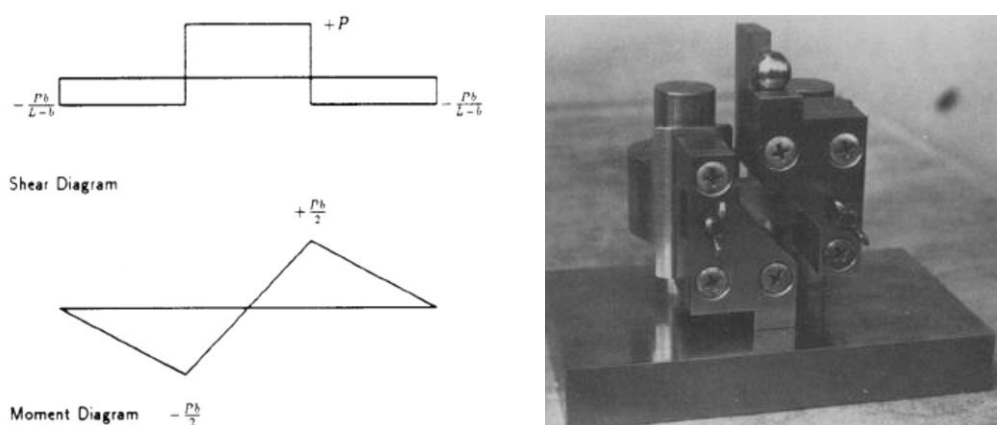


Figura 1.19. Andamento delle azioni interne nel provino di Iosipescu e relativa attrezzatura sperimentale.

Per ogni singolo provino è possibile indagare la risposta a taglio su un unico piano tra quelli convenzionalmente definiti; i risultati migliori, essendo il grado di uniformità del taglio dipendente dall'ortotropia del materiale, si ottengono per provini con sequenza di laminazione  $[0/90]_{ns}$ . Oltre alla risposta a taglio, è chiaramente possibile ricavare sforzo e deformazione e a rottura.

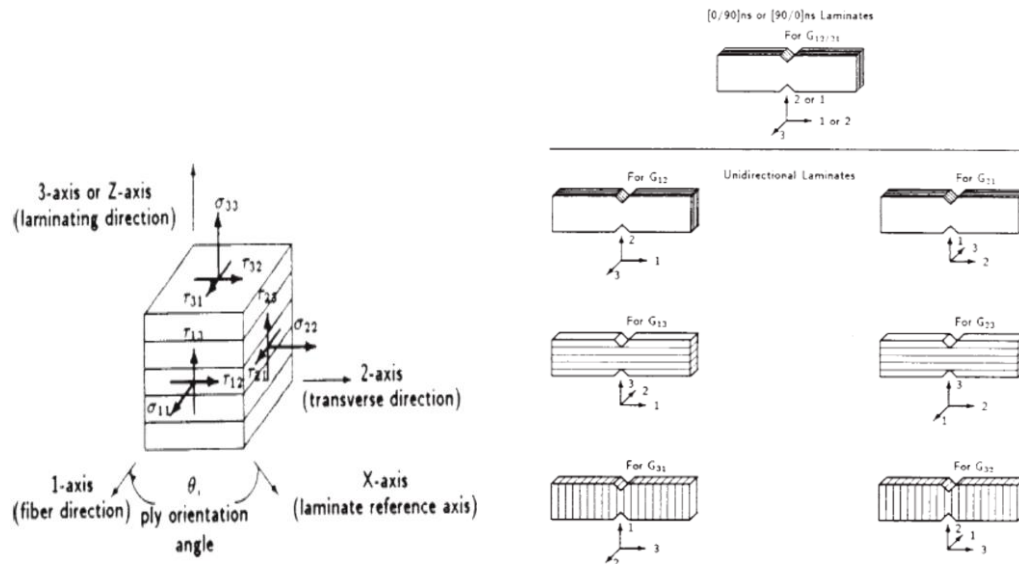


Figura 1.20. Definizione convenzionale degli sforzi in un laminato e piani di interesse per la valutazione delle proprietà di resistenza interlaminare in materiali anisotropi.

### 1.5.2 Il provino di Arcan

Il test originale di Arcan venne proposto nel 1980 da Arcan e Voloshin [9] per essere in seguito sviluppato da altri con l'introduzione di numerose varianti. Esso si basa su una particolare morfologia di provino a "farfalla", la cui geometria è illustrata in Figura 1.21. Tale analogia è dovuta alla presenza di due intagli laterali a  $90^\circ$ , che culminano in un raccordo di raggio 1.5 mm, eseguito con l'obiettivo di minimizzare le concentrazioni di sforzo che possono dare luogo a una rottura precoce del campione. I fori laterali sono predisposti per essere vincolati all'attrezzatura di prova e consentono l'applicazione del taglio, che nella zona compresa tra i due intagli resta costante, evitando l'insorgere dei problemi d'instabilità che caratterizzano il provino di Iosipescu e presentando il vantaggio di poter impiegare laminati più sottili. Il calcolo dello sforzo può essere eseguito dividendo il carico per l'area resistente compresa tra i due intagli, la deformazione a livello della zona di taglio costante posizionando degli estensimetri in modo opportuno. Arcan propose un'attrezzatura compatta e molto funzionale, in grado di introdurre uno stato di sforzo biassiale e tale da

consentire di ricavare agevolmente gli sforzi di taglio in tutte le direzioni del piano.

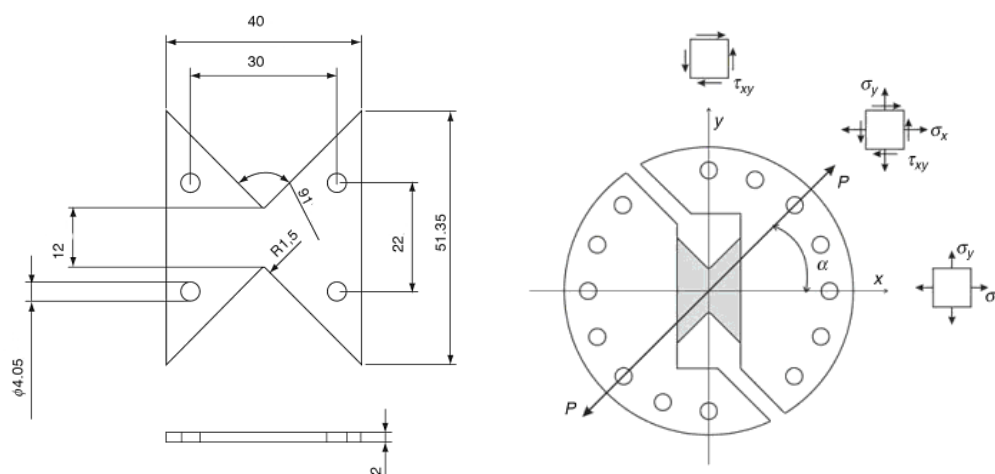


Figura 1.21. Provino originale a "farfalla" di Arcan e relativa attrezzatura di prova per l'introduzione di carico biassiale.

### 1.5.3 Classi di provini per la valutazione dell'ILTS

In letteratura compaiono tre principali categorie di provini, privi di curvatura, pensati specificamente per la valutazione sperimentale dell'ILTS. La prima è quella mostrata in Figura 1.22, introdotta da Harris e Orringer [10]: a causa della coesistenza di sforzi interlaminari di trazione e di taglio e delle difficoltà nella determinazione degli sforzi, essi conclusero l'inadeguatezza di tale tipologia di provino per la determinazione dell'ILTS con un soddisfacente livello di accuratezza.

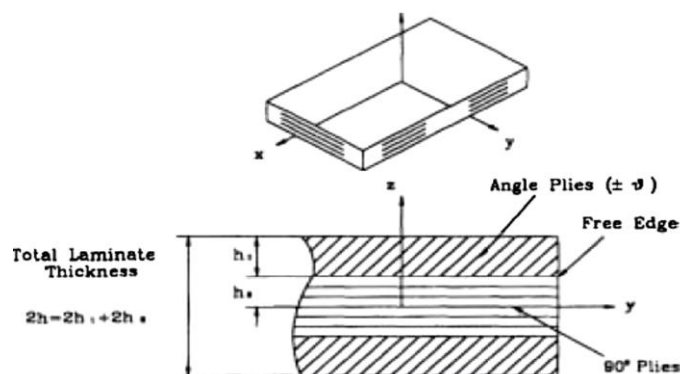


Figura 1.22. Provino introdotto da Harris e Orringer per la valutazione dell'ILTS.

Rientrano nella seconda categoria le molteplici versioni del provino appiattito in Figura 1.23, incollato saldamente agli estremi attraverso attacchi in alluminio o acciaio, cui è applicato il carico di trazione.

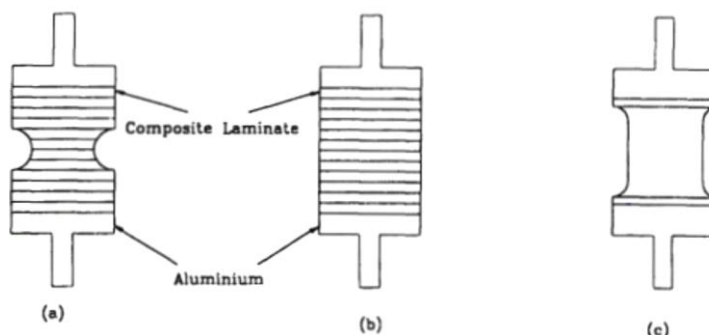


Figura 1.23. Particolare configurazione di provino per la valutazione dell'ILTS

Esso venne utilizzato da Kimpara e Takehana [11], oltre che da Bird e Allen [12], per valutare l'ILTS di laminati rinforzati in fibra di vetro e resina epossidica, ottenendo valori medi di 10.6 MPa per provini spessi. Lagace e Weems [13] lo utilizzarono per provini in carbonio e resina epossidica, ottenendo valori medi di 43.0 MPa; Matthews e altri [14] per laminati in fibra di vetro e resina epossidica, ottenendo valori tra 7.6 MPa e 15.8 MPa, a seconda del diverso contenuto in peso di fibra. Tale configurazione di provino, nonostante abbia portato a risultati interessanti, presenta alcuni limiti intrinseci, in particolare legati alla presenza dell'incollaggio, che non consente di eseguire prove in condizioni ambientali critiche in termini di temperatura e concentrazione di umidità. Inoltre, sono necessari provini abbastanza spessi, in genere poco rappresentativi della struttura originaria, poiché per indurre il danno bisogna concentrare in qualche modo lo sforzo, generalmente snellendo o intagliando il campione nella sezione centrale. Il terzo tipo di prove consiste nell'esercitare compressione lungo il diametro di un provino discoidale, come mostrato in Figura 1.24, così da originare uno sforzo risultante pari a circa un terzo di quello lungo la perpendicolare a esso [15], quindi lungo lo spessore. Tale procedura ha confermato, in alcuni casi, i risultati ottenuti con la prima tipologia di provini descritta, mostrando tuttavia un'eccessiva dipendenza dallo spessore e dal diametro.

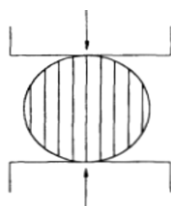


Figura 1.24. Provino discoidale sottoposto a compressione.



### 1.5.4 Provini semicircolari, circolari ed ellittici

La quarta categoria, di maggiore interesse per il presente lavoro di Tesi, comprende variazioni *ad hoc* della morfologia di provini curvi e delle connesse attrezzature di prova. Un campione curvo è spesso rappresentativo di elementi strutturali reali e consente di concentrare in un'unica zona, quella di curvatura, l'attenzione dell'indagine sperimentale. Tra le numerose configurazioni e varianti presenti in letteratura, si esamineranno di seguito quelle ritenute più significative e tra loro confrontabili in termini di allestimento, produzione e risultati conseguiti. Hiel e altri [16], al fine di valutare lo stato di sforzo in provini in carbonio e resina epossidica, proposero l'impiego di campioni semicircolari ed ellittici, sottoposti a un carico di trazione in direzione consona all'aumento della curvatura, in modo tale da innescare i meccanismi di danno e la conseguente delaminazione a livello del raccordo. Nel loro lavoro sperimentale, ottennero per provini semicircolari valori dell'ILTS di 16.72 MPa per gli ammissibili con criterio T99 e 26.13 MPa per gli ammissibili con criterio T90; per provini ellittici rilevarono valori di 111.9 MPa [16]. In entrambi i casi, ottennero risultati caratterizzati da una buona deviazione standard.

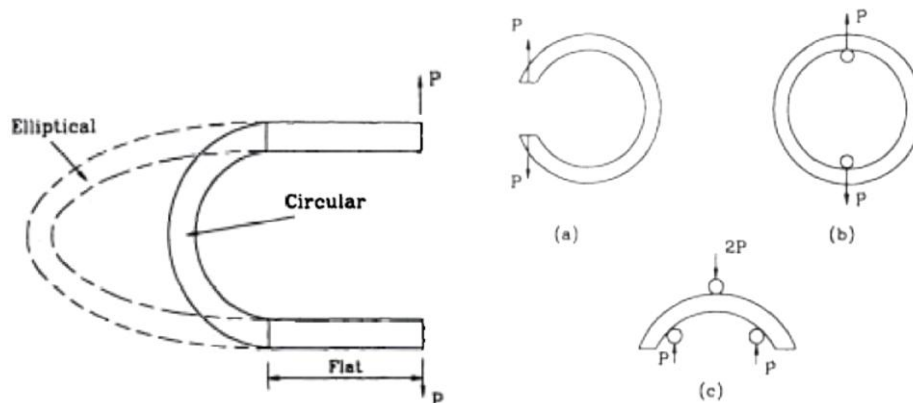


Figura 1.25. Provini semicircolari ed ellittici per la valutazione della resistenza interlaminare.

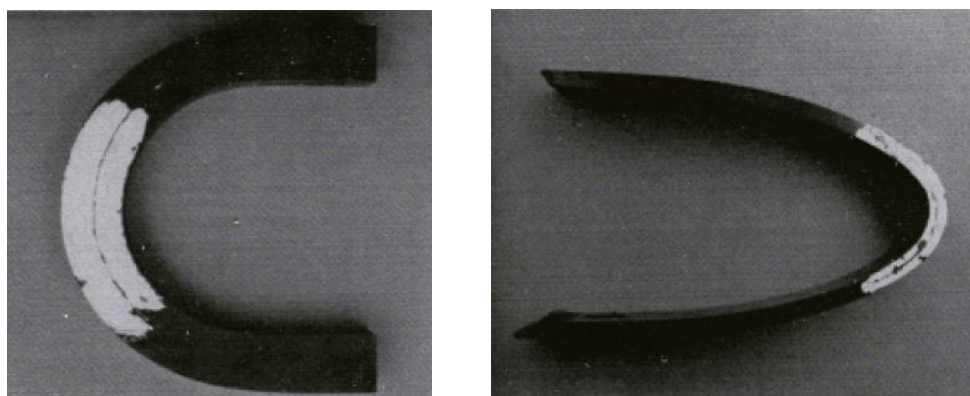


Figura 1.26. Provini semicircolari ed ellittici testati con indagine visiva della cricca tramite liquido penetrante [16].

Sfruttando un codice a elementi finiti *2-D Nastran* verificarono inoltre, per la morfologia ellittica, la buona concordanza tra i risultati ottenuti dalle equazioni della teoria elastica e quelli forniti dall'analisi non lineare del codice.

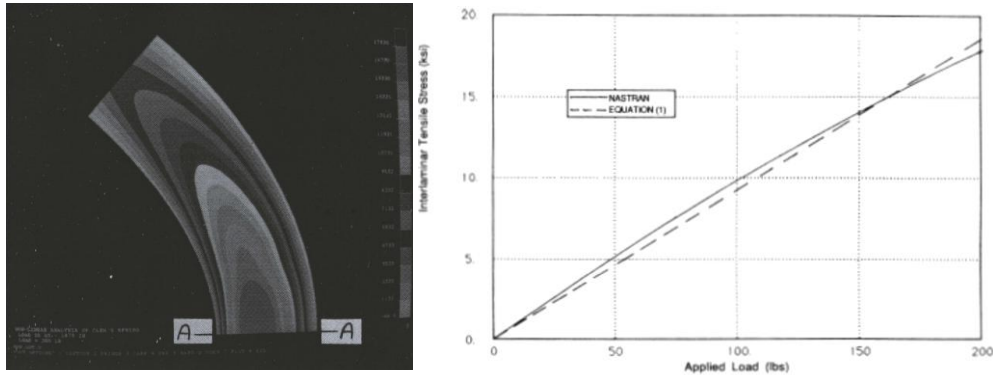


Figura 1.27. Modello numerico a elementi finiti *2-D Nastran* di provino circolare e confronto tra curva teorica e risultati numerici.

Wu e altri [17] compararono differenti configurazioni di provini circolari in fibra di vetro e resina epossidica, ottenendo valori medi pari a 9.10 MPa per sequenze di laminazione con lamine a  $\pm 55^\circ$  e 12.6 MPa per provini con fibre a  $90^\circ$ . Shivakumar e altri [18] rivolsero l'indagine verso provini angolari con raccordo centrale, in fibra di carbonio e resina epossidica AS4/3501-6, ottenendo valori di 47.6 MPa, 40.9 MPa e 23.4 MPa, rispettivamente, per laminati costituiti da 16, 24 e 32 strati, mostrando inoltre una diminuzione dell'ILTS all'aumentare dello spessore.

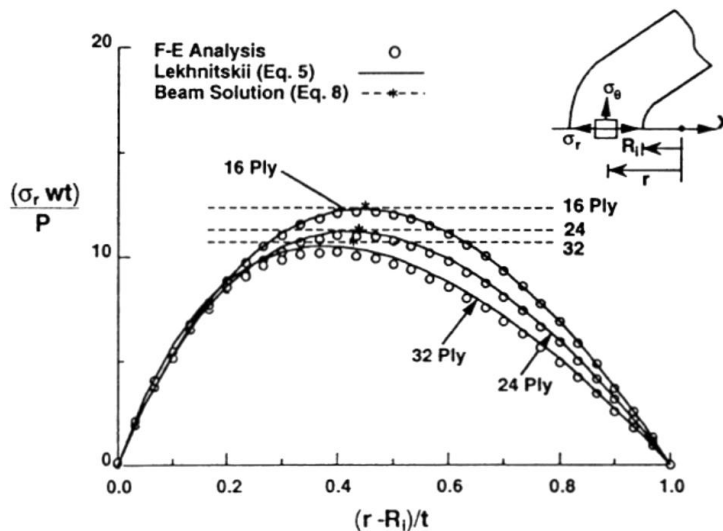


Figura 1.28. Confronto tra le curve numeriche ottenute da Shivakumar e le curve teoriche per provini curvi di spessore variabile.

Questi sviluppò un codice a elementi finiti *ad hoc*, basato su elementi isoparametrici a 8 nodi, modellando provino e attrezzatura per l'applicazione del carico e calcolando e confrontando i risultati di numerose analisi. Il provino venne modellato con 15 elementi lungo lo spessore e 1 elemento per ogni grado angolare nella zona di raccordo, con l'applicazione del carico a uno degli estremi, scalando gli sforzi calcolati sullo sforzo di rottura misurato durante le prove sperimentali. Poiché, applicando un carico agli estremi di un provino curvo, s'inducono sforzi interlaminari combinati e interagenti, sia di trazione sia di taglio, è difficile valutare quale sia esattamente il contributo dell'ILTS all'innesco della frattura. Nel tentativo di superare questo problema, Ige e Sargent [19] svilupparono un apparato in grado di applicare a campioni curvi un momento flettente puro: sfruttando tale accorgimento, si eliminano completamente gli ILSS e di conseguenza la delaminazione del provino è promossa esclusivamente dalla presenza di sforzi interlaminari di trazione. Inoltre, tale configurazione consente di introdurre un momento flettente di grandezza quasi doppia rispetto a quello indotto da un carico equivalente su provini semicircolari. Ige e Sargent misurarono l'ILTS di provini in carbonio e resina epossidica, ottenendo un valore medio di 23.3 MPa. Nonostante gli evidenti pregi, si evince come tale prova sia abbastanza complessa da realizzare. Per tale ragione, ne venne sviluppata una configurazione semplificata, a quattro punti di applicazione del carico, mostrata nell'immagine a destra in Figura 1.29.

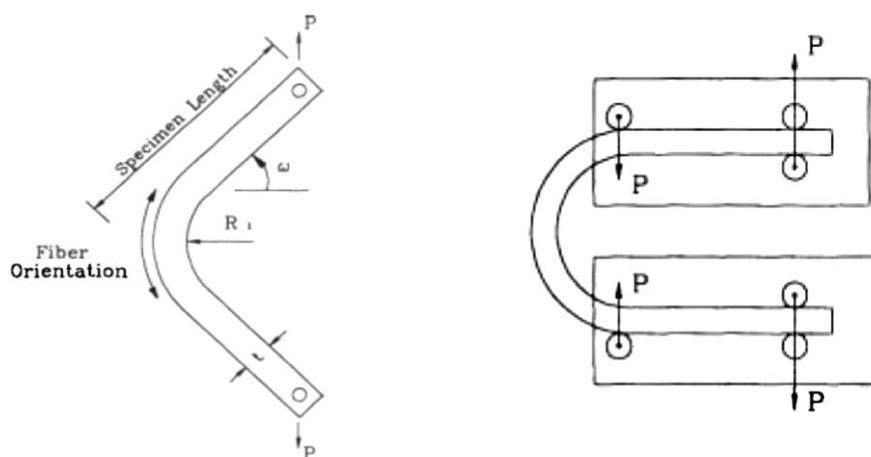


Figura 1.29. Provino di Shivakumar, a sinistra, e attrezzatura di prova sviluppata da Ige e Sargent per l'applicazione a quattro punti di momento flettente puro a provini curvi.

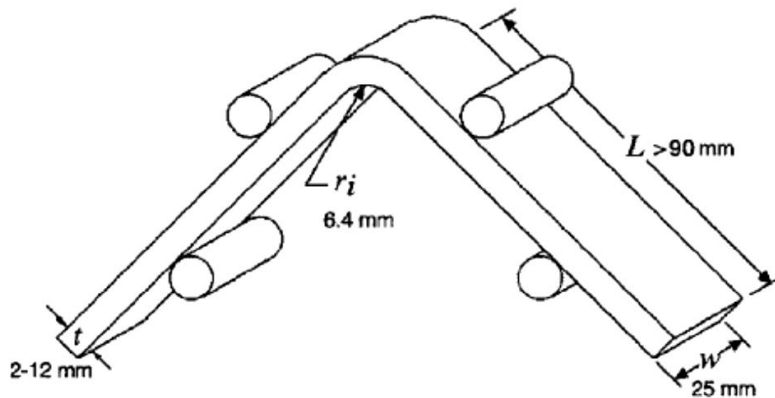


Figura 1.30. Caratteristiche geometriche indicate per la produzione del provino secondo la normativa ASTM D6415 [20].

### 1.5.5 La normativa ASTM D6415

Per la progettazione della prova sperimentale sono state seguite le indicazioni della normativa ASTM D6415, “*Standard Test Method for Measuring the Curved Beam Strength of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite*” [20], la cui prima pubblicazione risale all’anno 1999. Essa contiene specifiche, limiti e suggerimenti per l’esecuzione di prove di resistenza a quattro punti su campioni a forma di “L”, con raccordo curvilineo, in materiale composito unidirezionale, progettate appositamente per la valutazione degli sforzi interlaminari. Per quanto riguarda l’applicazione del carico, è indicato l’impiego di attrezzature specifiche che ovviamente si discostano per caratteristiche e peculiarità da quella sviluppata nel presente lavoro di Tesi. La necessità di consentire contemporaneamente l’apertura a trazione del provino e di garantire un campo visivo idoneo per l’indagine tomografica della zona soggetta alla delaminazione, ha fatto sì che si considerassero esclusivamente le indicazioni di tipo dimensionale, riportate in Figura 1.30, discostandosi dalla normativa per la modalità di applicazione del carico ma garantendo in tal modo, entro un certo margine, la possibilità di confronto delle future prove sperimentali.

## Capitolo 2

# Configurazioni per prove di trazione su provini curvi

### 2.1 Configurazione e nomenclatura dei provini

Nel presente capitolo si descrive la modellazione numerica di due tipologie di provini curvi, avvenuta con un molteplici obiettivo. Innanzitutto, si è indagato lo stato di sforzo nelle zone di raccordo centrale e in quelle di estremità di fissaggio all'attrezzatura, le più sollecitate durante l'applicazione del carico di trazione. Avvalendosi di tale indagine, è stato possibile individuare un punto di partenza per il dimensionamento preliminare e identificare una possibile configurazione dell'apparato sperimentale. Infine, i risultati hanno consentito alcune prime considerazioni per il prosieguo dell'analisi numerica al variare delle sequenze di orientazione delle lamine e delle condizioni di carico, argomenti trattati rispettivamente nei capitoli 3 e 4. Considerando il vincolo costruttivo imposto dalla necessità di eseguire una scansione tomografica computerizzata nella zona di raccordo del provino, avvalendosi inoltre di rilievi sperimentali e numerici di configurazioni analoghe di prove presenti in letteratura, si è scelto di generare i seguenti modelli a elementi finiti:

- un modello simmetrico, a “*L*”, con raccordo circolare tra i due bracci a 90°, adottando i vincoli dimensionali dettati dalla normativa ASTM D6415 [20], che d'ora in avanti sarà indicato come *Provino I*;
- un modello analogo, caratterizzato dall'aggiunta di due estensioni laterali simmetriche, in previsione di una differente tipologia di vincolo per il fissaggio all'attrezzatura e l'applicazione del carico di trazione, di forma a “*campana*” o ad “*omega*”; esso verrà d'ora in poi indicato come *Provino II*.

Entrambi i provini sono stati considerati realizzati in fibra di vetro 5216-S2, le cui caratteristiche elastiche sono riportate in Tabella 2.1. In questa prima fase si è definita, per entrambe le configurazioni, una sequenza di laminazione omogenea [0]<sub>48</sub>. Il numero di lamine è stato definito con l'obiettivo di attribuire ai bracci del provino una sufficiente rigidità flessionale, basandosi in questa

scelta anche su un precedente lavoro di Tesi su provini costituiti dallo stesso tipo di materiale [22].

Tabella 2.1. Proprietà del materiale composito unidirezionale in fibra di vetro e resina epossidica 5216-S2.

$E_1$ [MPa]	$E_2$ [MPa]	$E_3$ [MPa]	$\nu_{12}$	$\nu_{13}$	$\nu_{23}$	$G_{12}$ [MPa]	$G_{13}$ [MPa]	$G_{23}$ [MPa]
47500	13500	13500	0.257	0.257	0.257	5896	5896	5896

La scelta ha condotto ad uno spessore del provino pari a 10.08 mm, in linea anche con le indicazioni della normativa di riferimento ASTM riportate nel paragrafo 1.5.5. I materiali compositi in fibra di vetro sono tra i più impiegati in ambito aeronautico, navale e automobilistico: per fare un esempio, come riportato in [22], il longherone della pala principale dell'*Agusta Westland A109* è costituito da una serie di pelli sovrapposte di tale materiale. La sua struttura è costituita da una zona centrale massiccia caratterizzata da fibre orientate parallelamente all'asse della pala, circondata esternamente da pelli con fibre orientate a  $\pm 45^\circ$  che costituiscono le scatole antitorsionali. La presenza di regioni interlaminari con interfacce diverse rende essenziale lo svolgimento di prove dal carattere sperimentale e numerico. L'apertura a trazione del Provino I provoca un elevato stato di sforzo a livello della zona di raccordo, con il conseguente innesco dei meccanismi di danno, dando luogo a un processo di delaminazione che si sviluppa prettamente in Modo I. L'apertura del Provino II origina un comportamento analogo, cui si aggiunge uno stato di sforzo significativo a livello dei raccordi tra la parte centrale e le due estensioni laterali. Nelle figure 2.1 e 2.2 sono riportati i due modelli numerici relativi alla condizione iniziale non deformata dei provini. In colorazione chiara i gruppi di elementi utilizzati per la costruzione dei corpi rigidi, la cui modellazione è descritta nei paragrafi 2.2.2 e 2.2.4.

## 2.2 Modellazione numerica

Per la gestione delle analisi numeriche è stato utilizzato il codice commerciale agli elementi finiti *Abaqus*, avvalendosi nella fase di generazione della griglia di calcolo del programma *Femap*. Va sottolineato come, per le modalità di esecuzione, la prova sperimentale esaminata abbia carattere fortemente quasi-statico. Infatti, l'apertura del provino avviene a passi temporali predefiniti, intervallati dal tempo necessario per la scansione da parte dell'apparato di Tomografia Computerizzata. La ricostruzione dell'immagine avviene in condizioni stazionarie, ad attrezzatura ferma. Non essendovi la necessità di analizzare transitori o situazioni dinamiche, per cui i metodi espliciti, condizionatamente stabili, risultano particolarmente idonei, e non essendo prevedibili particolari problemi in termini di convergenza del metodo numerico,

essendo il modello privo di situazioni di contatto e dotato di un relativo numero di gradi di libertà, ci si è indirizzati verso un'analisi lineare di tipo implicito tramite *Abaqus/Standard*. L'obiettivo è un'analisi in campo lineare del comportamento del provino, con l'identificazione dello stato di sforzo completo all'interno della zona di raccordo, monitorata durante la prova, con l'obiettivo di cogliere azioni sinergiche delle componenti di sforzo di natura interlaminare e intralaminare nella promozione di potenzialmente interessanti meccanismi di delaminazione in modo misto.

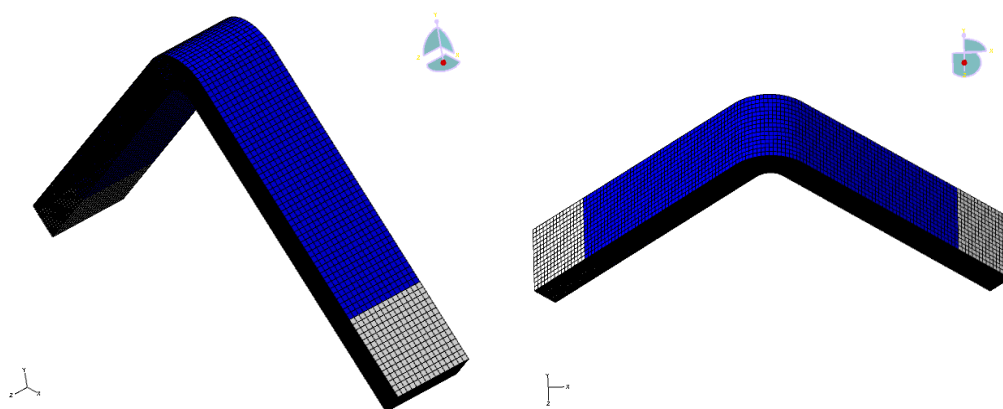


Figura 2.1. Prospettive del modello numerico del Provino I.

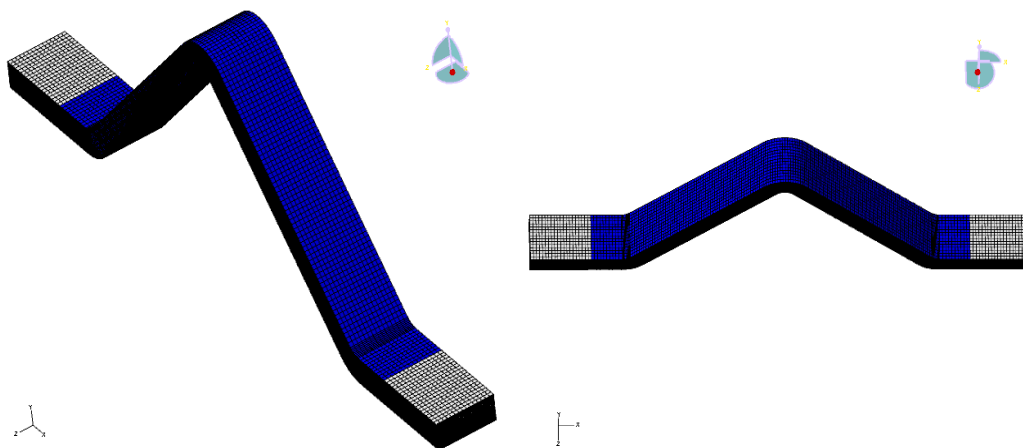


Figura 2.2. Prospettive del modello numerico del Provino II con particolare conformazione a “omega”.

### 2.2.1 Modello numerico del Provino I

Si riportano di seguito le caratteristiche e le proprietà del modello numerico relativo al Provino I. Essendo dimensionalmente ridotto rispetto al Provino II, a

parità di proprietà della mesh e di condizioni di prova, le analisi eseguite sul Provino I hanno richiesto tempi computazionali decisamente inferiori. La mesh, sviluppata avvalendosi del software *Femap*, è stata generata in modo tale da consentire un'agevole variazione delle sequenze di laminazione. Identificando 48 set di elementi, ognuno corrispondente ad un singolo strato di materiale, è stato possibile variarne in modo agevole le caratteristiche tramite la card *\*SOLID SECTION*. Per la costruzione della mesh sono stati utilizzati elementi solidi, a 8 nodi e a 8 punti di integrazione, identificati dal software *Abaqus* con la nomenclatura *C3D8 linear brick* [21] al fine di modellare 48 *plies* di materiale spesso 0.210 mm. Tale valore di spessore delle lamine è quello che si ottiene in seguito al processo di produzione e attraverso la compattazione in autoclave, a partire da un valore nominale dello spessore del materiale di 0.23 mm [22], [23]. Le parti rettilinee del provino, la cui mesh è riportata in Figura 2.3, sono state suddivise come segue:

- 60 elementi in lunghezza
- 15 elementi in larghezza
- 48 elementi in spessore

così da generare una griglia abbastanza fitta costituita da 43200 elementi solidi per ognuno dei due bracci laterali. La parte di raccordo è stata invece suddivisa in 18 settori, ognuno con apertura angolare di  $5^\circ$ , con analoga distribuzione in larghezza e spessore e caratterizzati da lunghezza longitudinale crescente con il raggio di raccordo. La mesh di tale regione, riportata in Figura 2.3, risulta pertanto costituita da 12960 elementi solidi che, aggiunti a quelli dei bracci laterali, conducono a numero complessivo di 99360 elementi. Nelle immagini è possibile inoltre osservare gli 8 punti di integrazione associati ad ogni singolo elemento finito solido di tipo C3D8, per ognuno dei quali il visualizzatore rappresenta un sistema di riferimento locale con relativa terna: in questo caso, essendo le lamine tutte orientate a  $0^\circ$ , l'asse X, in colore azzurro, coincide con la direzione della fibra.

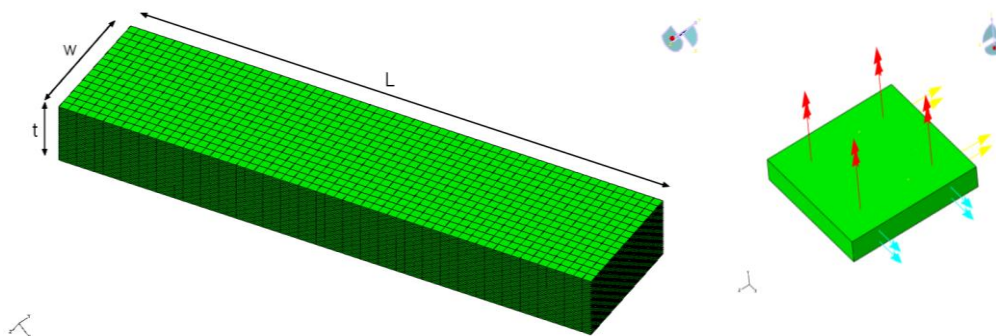


Figura 2.3. Mesh dei bracci laterali ed esempio di relativo elemento solido C3D8 a 8 punti di integrazione.



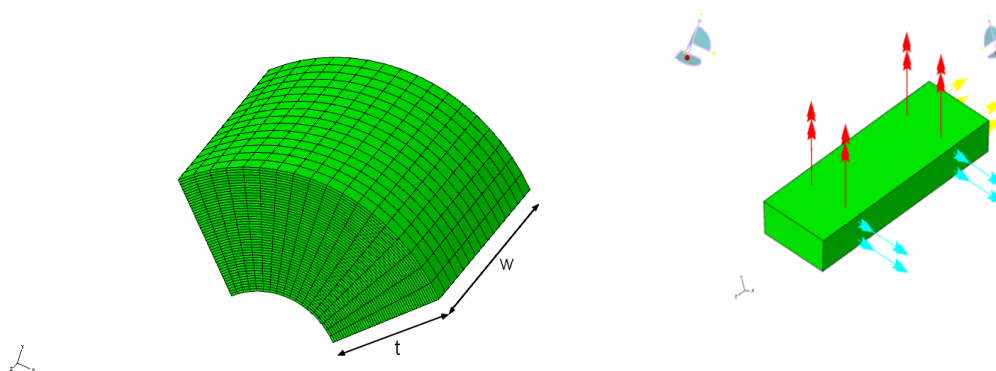


Figura 2.4. Mesh del raccordo centrale ed esempio di relativo elemento solido C3D8 a 8 punti di integrazione.

Le caratteristiche della mesh generata per le analisi relative al Provino I sono riassunte in Tabella 2.2.

Tabella 2.2. Proprietà della mesh del Provino I.

<b>bracci laterali principali</b>				
<b>dimensione</b>	<b>valore [mm]</b>	<b>n° elementi</b>	<b>dimensione elemento [mm]</b>	<b>n° totale elementi</b>
L	100	60	1.67	43200
w	25	15	1.67	
t	10.08	48	0.21	
<b>raccordo</b>				
<b>posizione</b>	<b>n° settori</b>	<b>apertura angolare [°]</b>	<b>n° totale elementi</b>	
centrale	18	5	12960	
<b>n° totale elementi mesh</b>		99360		

### 2.2.2 Applicazione dei vincoli e del carico

L'applicazione del vincolo e dello spostamento/carico imposto è avvenuta attraverso due blocchetti di elementi rigidi, generati tramite la card *\*RIGID BODY*, posizionati simmetricamente agli estremi del provino e associati ognuno al relativo nodo di riferimento *\*NREF*. Per ogni blocchetto si è utilizzato un set costituito da 15 x 15 x 48 elementi, come mostrato in Figura 2.5, di estensione in pianta pari a 25 x 25 mm. Ciò allo scopo di simulare la reale applicazione del carico, che avviene in genere tramite delle piastre di fissaggio, e di distribuirlo in modo tale da evitare eccessive concentrazioni di sforzo. Le condizioni di vincolo sono state ricostruite agendo sui gradi di libertà dei nodi di riferimento dei corpi rigidi, tramite la card *\*BOUNDARY*; lo spostamento/carico è stato

imposto attraverso l'assegnazione di una traslazione nella direzione desiderata, sempre tramite l'impiego della suddetta card. In particolare, si è sfruttata l'opzione della card *TYPE=DISPLACEMENT*, che consente di agire su ogni singolo grado di libertà del nodo, bloccandolo o imponendovi uno spostamento.

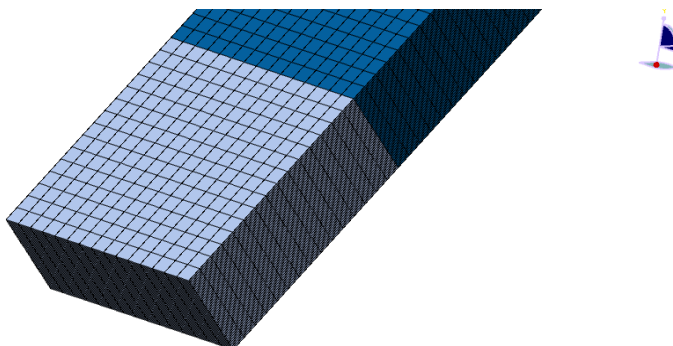


Figura 2.5. Dettaglio della modellazione del corpo rigido per la riproduzione del vincolo.

### 2.2.3 Modello numerico del Provino II

Si riportano in Tabella 2.3 le principali caratteristiche e proprietà del modello numerico relativo al Provino II.

Tabella 2.3. Proprietà della mesh del Provino II.

<b>bracci laterali principali</b>				
<b>dimensione</b>	<b>valore [mm]</b>	<b>n° elementi</b>	<b>dimensione elemento [mm]</b>	<b>n° totale elementi</b>
L	100	60	1.67	43200
w	25	15	1.67	
t	10.08	48	0.21	
<b>bracci laterali Provino II</b>				
<b>dimensione</b>	<b>valore [mm]</b>	<b>n° elementi</b>	<b>lunghezza elemento [mm]</b>	<b>n° totale elementi</b>
L2	50	30	1.67	21600
w	25	15	1.67	
t	10.08	48	0.21	
<b>raccordi</b>				
<b>posizione</b>	<b>n° settori</b>	<b>apertura angolare [°]</b>	<b>n° totale elementi</b>	
centrale	18	5	12960	
laterale	9	5	6480	
laterale	9	5	6480	
<b>n° totale elementi mesh</b>		155520		

La modellazione delle estensioni laterali ha consentito di esplorare una seconda possibilità per quanto riguarda il sistema meccanico di fissaggio all'attrezzatura di prova: i bracci laterali possono essere bloccati, ad esempio, tramite piastre, oppure eventualmente forati e vincolati all'apparato tramite dei perni opportunamente posizionati. Quest'ultima ipotesi semplificherebbe la progettazione del sistema di fissaggio, a patto che sia accettabile un processo di produzione del campione leggermente più complicato, in termini di morfologia dello stampo e di laminazione. Infatti, in tal caso si renderebbe necessaria l'introduzione di un ispessimento a livello dei fori, onde evitare localmente un eccessivo degrado delle prestazioni del laminato e/o rotture precoci. Il Provino II rappresenta sostanzialmente una variazione del Provino I, cui sono stati aggiunti due raccordi laterali ai fini dello sviluppo di due estensioni simmetriche. La parte centrale della mesh, per le cui caratteristiche si rimanda alla Tabella 2.2, è pertanto ancora costituita dal Provino I, mentre le due estensioni laterali, di lunghezza pari alla metà dei bracci del provino originale, ovvero 50 mm, presentano una mesh così composta:

- 30 elementi in lunghezza
- 15 elementi in larghezza
- 48 elementi in spessore

corrispondenti a 21600 elementi solidi per ognuna. I due raccordi laterali sono invece costituiti da soli 9 settori angolari, pari alla metà dei 18 del raccordo centrale, ognuno dei quali ricopre un'ampiezza di  $5^\circ$ , con la medesima distribuzione di elementi in larghezza e spessore e caratterizzati da lunghezza longitudinale crescente con il raggio.

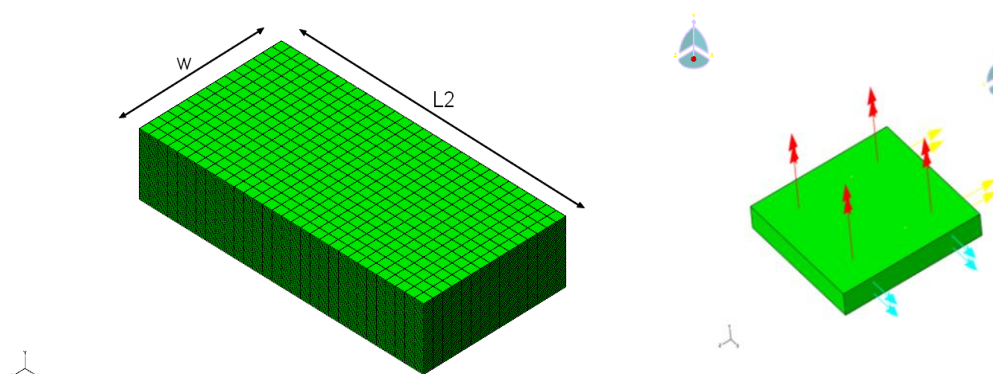


Figura 2.6. Mesh delle estensioni laterali ed esempio di elemento solido C3D8 a 8 punti di integrazione.

### 2.2.4 Applicazione dei vincoli e del carico

L'applicazione del vincolo e dello spostamento imposto è avvenuta, almeno dal punto di vista numerico, analogamente al caso del Provino I, sfruttando due blocchetti di elementi rigidi posizionati simmetricamente agli estremi del provino e associati al relativo nodo di riferimento tramite la card \*NREF. L'unica differenza risiede nel fatto che, per ogni blocchetto, è stato impiegato questa volta un set costituito da 15 x 20 x 48 elementi. In analogia al caso del Provino I, le condizioni di vincolo sono state ricostruite agendo sui gradi di libertà dei nodi di riferimento dei corpi rigidi e il carico è stato imposto attraverso l'assegnazione di uno spostamento nella direzione desiderata.

### 2.3 Analisi dei possibili sistemi di fissaggio del provino

Le configurazioni di seguito presentate e indagate sono quelle che più rappresentano la realtà per quanto riguarda la progettazione del sistema meccanico di fissaggio del campione all'attrezzatura di prova. E' stata focalizzata l'indagine sulle quattro possibili modalità con cui è possibile collegare il provino all'attrezzatura ed applicarvi il carico di trazione evitando di interferire con la regione soprastante. Esse sono riassunte in Tabella 2.4.

Tabella 2.4. Configurazioni di vincolo esaminate per il fissaggio del provino all'attrezzatura sperimentale.

ID provino	ID configurazione	vincolo	spostamento orizzontale [mm]
I	I	incastro + cerniera	10
			20
I	II	cerniera + cerniera	10
			20
I	III	incastro + incastro	10
			20
II	IV	incastro + incastro	10
			20

Il fissaggio del provino a un generico apparato sperimentale per la valutazione delle proprietà interlaminari avviene di norma sfruttando un sistema di vincolo costituito da piastra e contro-piastra, da apposite cerniere oppure forando il provino stesso per consentire il passaggio di un perno, in quest'ultimo caso prevedendo in genere l'applicazione di pelli di rinforzo, onde evitare che si inneschino delaminazioni indesiderate o che il provino ceda inavvertitamente prima del dovuto. Gli apparati sperimentali convenzionalmente impiegati per la valutazione delle caratteristiche di resistenza dei materiali hanno funzionamento idraulico e consentono, ad esempio, l'applicazione del carico a partire dallo spostamento verticale reciproco di due traverse, tra le quali è posizionato il

campione stesso. Ciò accade, per citare una tipologia di prova spesso adottata, nel caso delle prove DCB o ENF per la valutazione della tenacia interlaminare. Le configurazioni sopra elencate corrispondono ognuna a una possibile alternativa in termini di fissaggio del campione, ovvero:

- configurazione I: il provino è incastrato sul basamento principale dell'attrezzatura e incernierato a livello del blocchetto scorrevole che ne consente l'apertura a trazione:

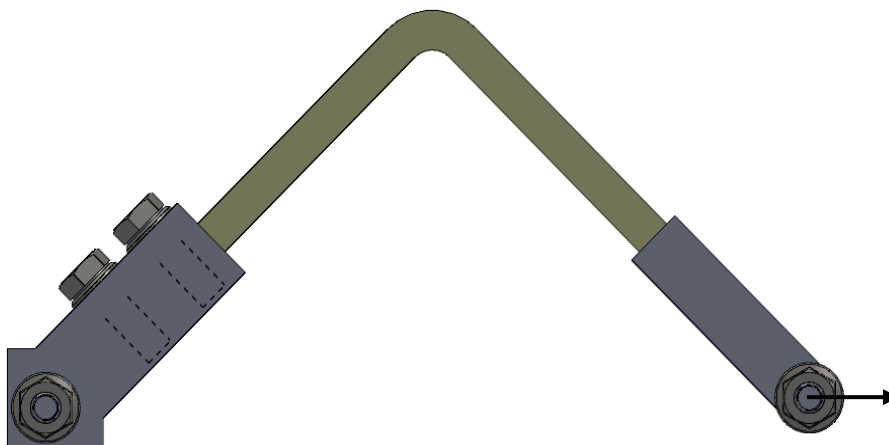


Figura 2.7. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino I fissato con incastro e cerniera.

- configurazione II: il provino è incernierato a livello di entrambe le estremità, soluzione rivelatasi la meno critica in termini di forze di reazione ai nodi:

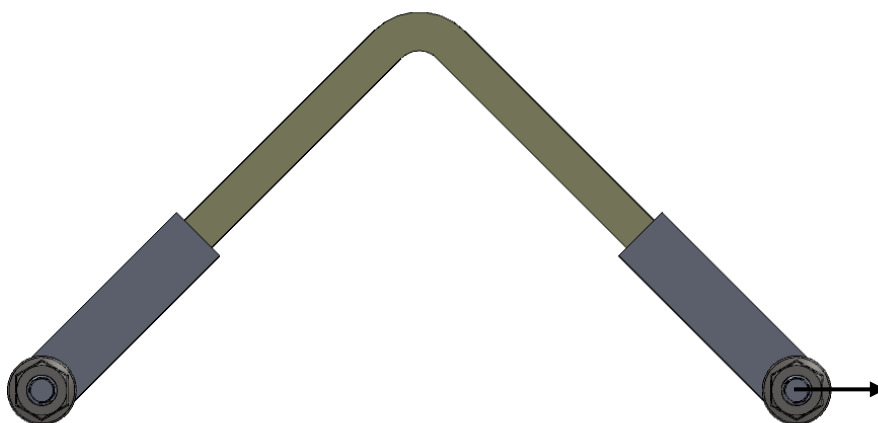


Figura 2.8. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino I fissato tramite doppia cerniera.

- configurazione III: il provino è incastrato da ambo i lati, tramite l'ausilio di due particolari sistemi di ancoraggio; tale configurazione si è rivelata il limite superiore in termini di reazioni vincolari ai nodi;

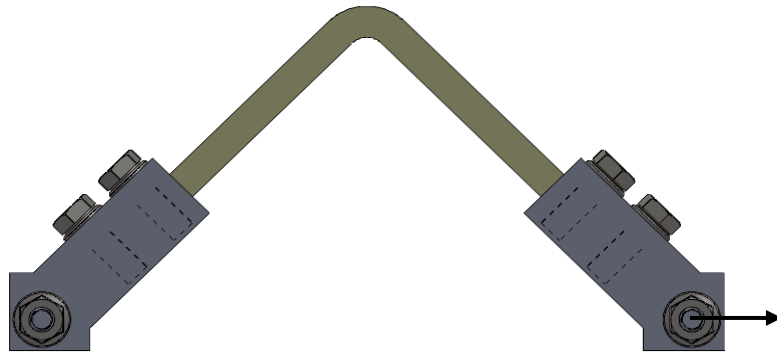


Figura 2.9. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino I fissato tramite doppio incastrato.

- configurazione IV: è la configurazione relativa al Provino II, che viene incastrato da ambo i lati tramite un apposito foro nello spessore delle lamine e trascinato in direzione consona all'apertura dal blocchetto scorrevole.

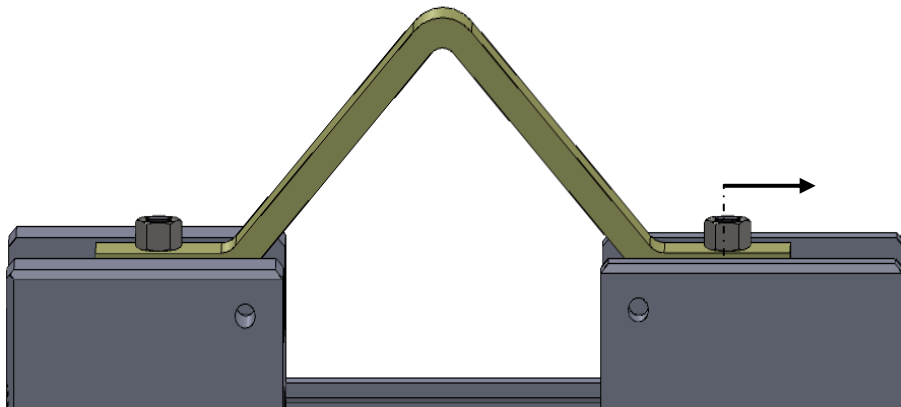


Figura 2.10. Modellazione CAD della configurazione di vincolo del Provino II tramite fissaggio ai perni filettati.

Appare evidente come nel presente lavoro di Tesi sia sorta la necessità di poter applicare il carico in direzione non più verticale, bensì orizzontale, così da evitare la presenza di corpi nell'area compresa tra il fascio di raggi X e i rilevatori dell'apparato di scansione tomografica. In tutte e quattro le configurazioni prese in considerazione, il campo visivo attorno alla zona di

raccordo resta completamente libero, in modo particolare nella configurazione IV. Si evince inoltre come l'impiego del Provino II, presentato sull'attrezzatura in Figura 2.10, consentirebbe, grazie alla presenza delle estensioni laterali, una notevole semplificazione dell'apparato sperimentale dal punto di vista costruttivo, nonostante il già citato aggravio in termini tecnologici. Non sarebbe infatti più necessaria la produzione delle cerniere/piastre, dei perni e della componentistica atta a calzare il provino.

## 2.4 Risultati delle analisi numeriche

Si presentano i risultati delle analisi numeriche, partendo dal punto di vista globale della deformata statica a parità di spostamento del nodo di carico in X.

### 2.4.1 Deformate

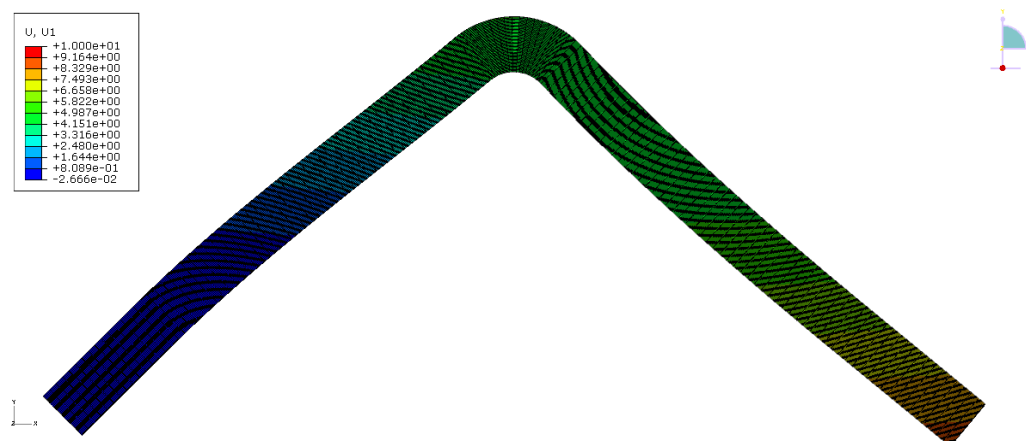


Figura 2.11. Deformata del Provino I vincolato con incastro (a sinistra) e cerniera, configurazione I.

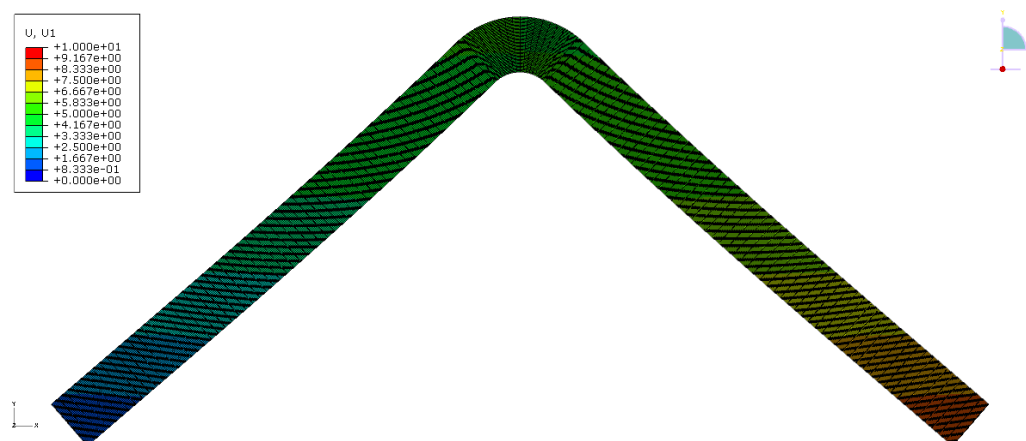


Figura 2.12. Deformata del Provino I vincolato tramite doppia cerniera, configurazione II.

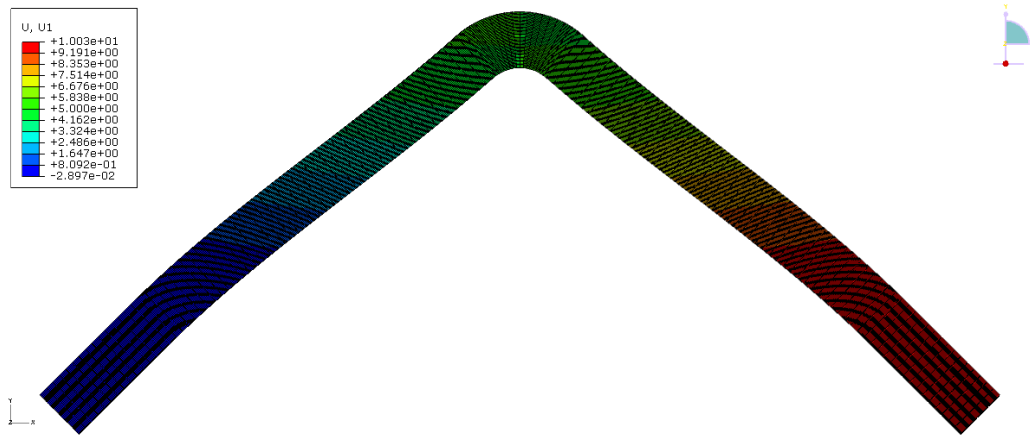


Figura 2.13. Deformata del Provino I vincolato tramite doppio incastro, configurazione III.

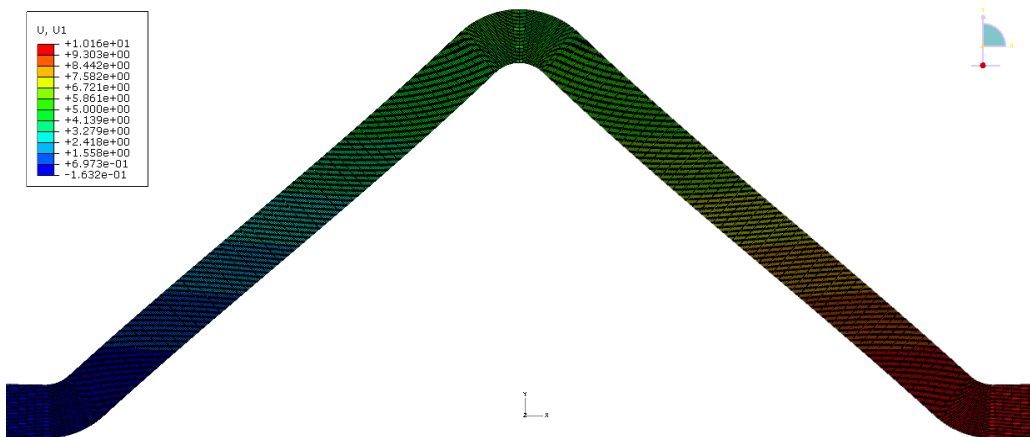


Figura 2.14. Deformata del Provino II vincolato tramite fissaggio delle estremità a perni filettati, configurazione IV.

## 2.4.2 Stato di sollecitazione di raccordo e vincoli

E' noto che elevati valori dello sforzo interlaminare  $\sigma_z$  promuovono l'innesco di delaminazione a *peeling*, in Modo I [2]. Tale sforzo, nella zona centrale del campione, assume valori significativi già dopo alcuni (2,3) passi della sequenza di carico, per valori di spostamento del vincolo inferiori ai 5 mm. Le immagini di Figura 2.15 confrontano i valori della  $\sigma_z$  a parità di step di carico: tale componente è massima per la configurazione con doppio incastro, minima nel caso della doppia cerniera. Nel caso del Provino I, come si può osservare in Figura 2.15 (c), la configurazione che presenta il doppio incastro è soggetta a delle prevedibili intensificazioni dello sforzo a livello delle zone di ancoraggio laterali, anche in termini di sforzo assiale  $\sigma_x$ . Tale componente, considerando



che la soglia di cedimento in direzione delle fibre di rinforzo, per il composito in questione, può essere ritenuta pari a circa 1500 MPa, non raggiunge livelli tali da far presupporre il cedimento prima in tali regioni piuttosto che in quella centrale. Sostituendo gli incastrati con due cerniere, tali concentrazioni di sforzo non si manifestano ed è richiesto uno spostamento orizzontale maggiore perché si manifesti un incremento deciso della componente in direzione normale al piano  $\sigma_z$ . La configurazione I rappresenta una situazione intermedia.

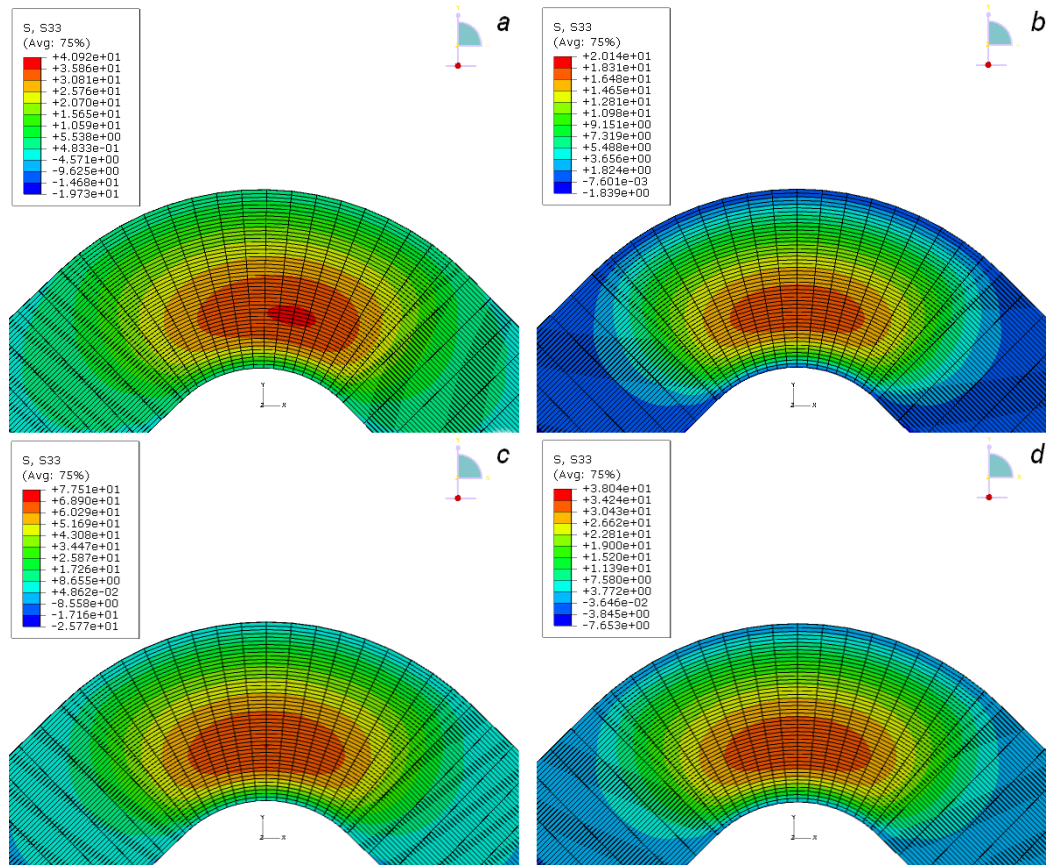


Figura 2.15. Confronto dello sforzo  $\sigma_z$  normale al piano nella zona di raccordo centrale a parità di spostamento orizzontale: incastro/cerniera (a), cerniera/cerniera (b), incastro/incastro (c), Provino II (d).

Tabella 2.5. Massimo sforzo normale  $\sigma_z$  a parità di step di carico per le differenti configurazioni di vincolo.

step IV configurazione	$S_{33}$ max[MPa]	
	raccordo	vincolo
I	36.4	40.9
II	17.8	20.1
III	69.0	77.5
IV	33.7	38.0

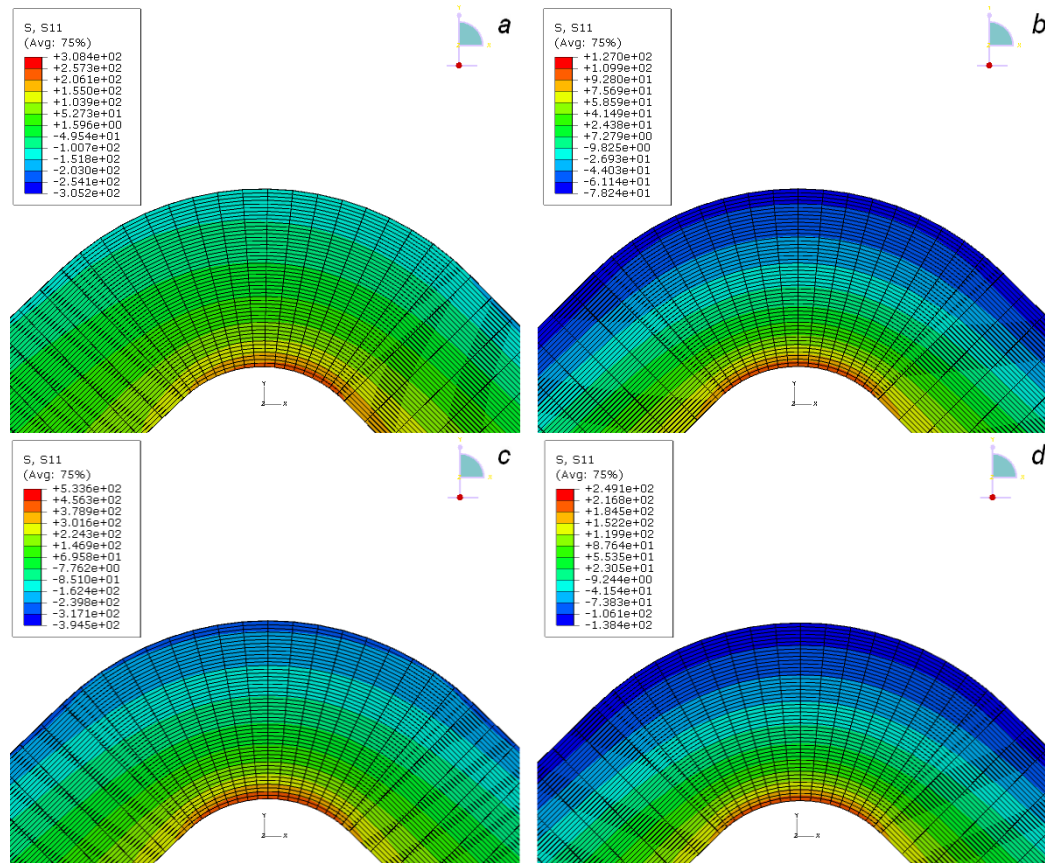


Figura 2.16. Confronto dello sforzo assiale  $\sigma_x$  nella zona di raccordo centrale a parità di spostamento orizzontale: incastro/cerniera (a), cerniera/cerniera (b), incastro/incastro (c), Provino II (d).

Tabella 2.6. Massimo sforzo assiale  $\sigma_y$  a parità di step di carico per le differenti configurazioni di vincolo.

step IV configurazione	$S_{II}$ max[MPa]	
	raccordo	vincolo
I	246.8	308.4
II	383.2	453.1
III	455.8	533.6
IV	212.2	249.1

In Figura 2.17 si riportano gli andamenti della componente  $\sigma_x$  a livello dei corpi rigidi impiegati come vincoli in corrispondenza dei quali è possibile osservare una concentrazione degli sforzi che dipende molto probabilmente dal modello numerico. Inoltre si presentano le distribuzioni delle componenti  $\sigma_x$  e  $\sigma_z$  nella zona relativa ai raccordi laterali del Provino II, in Figura 2.18. Confrontando le due immagini (a) e (b) di quest'ultima si può osservare come tale regione del provino a "omega" risulti effettivamente molto meno sollecitata della paritetica

zona di raccordo centrale, in Figura 2.15 (d) e 2.16 (d), confermando l'idoneità di tale tipologia di provino all'esecuzione della prova.

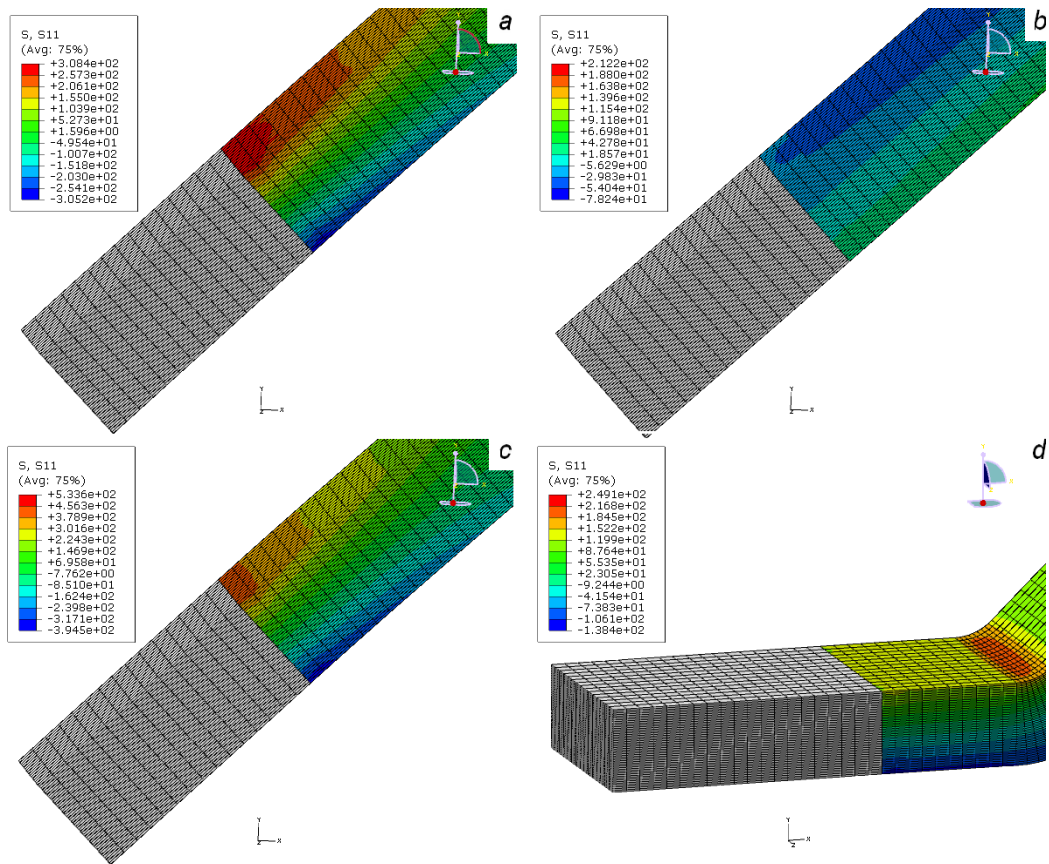


Figura 2.17. Confronto dello sforzo assiale  $\sigma_x$  a livello del vincolo a parità di spostamento orizzontale: incastro/cerniera (a), cerniera/cerniera (b), incastro/incastro (c), Provino II (d).

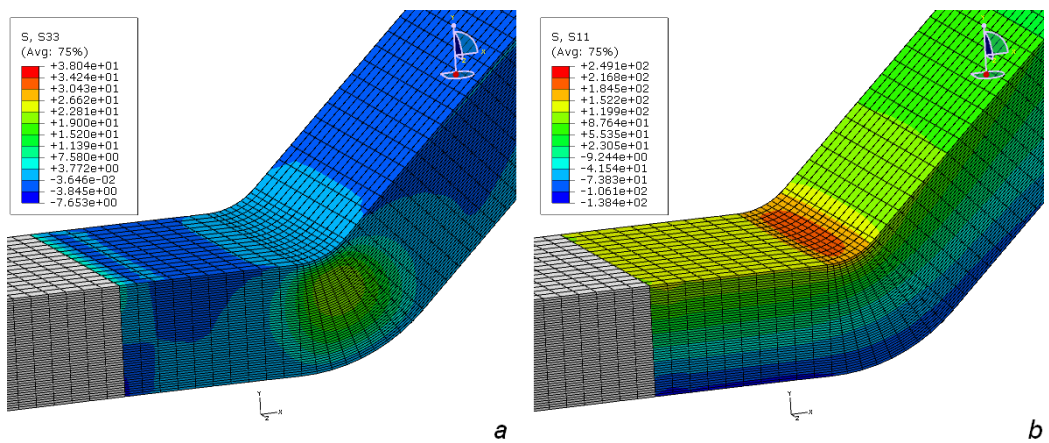


Figura 2.18. Sforzo normale al piano  $\sigma_z$  (a) e assiale  $\sigma_x$  (b) a livello del raccordo laterale del Provino II.

### 2.4.3 Forze di reazione ai nodi

L'analisi delle forze di reazione ai nodi di riferimento dei corpi rigidi consente di stimare, configurazione per configurazione, la forza in direzione orizzontale che l'attrezzatura deve essere in grado di applicare e quindi sopportare per l'apertura del provino.

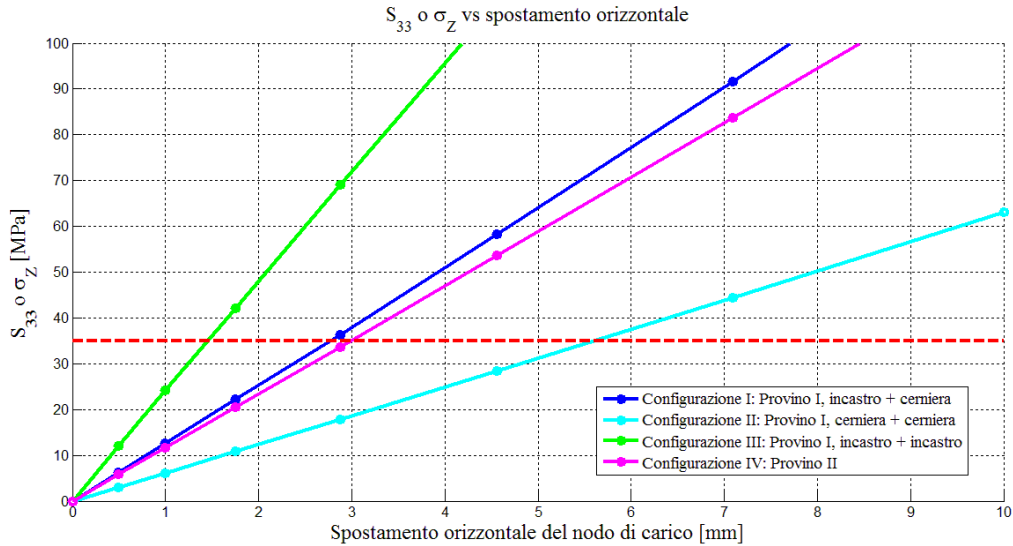


Figura 2.19. Sforzo normale al piano  $\sigma_z$  in funzione dello spostamento del nodo di carico per le quattro configurazioni di vincolo.

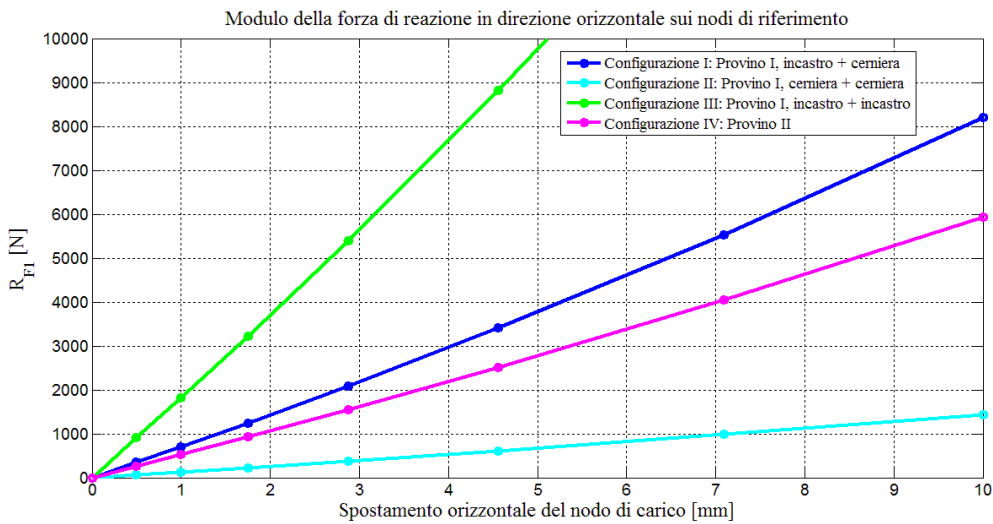


Figura 2.20. Forza di reazione ai nodi di riferimento dei corpi rigidi in direzione orizzontale in funzione dello spostamento del nodo di carico per le quattro configurazioni di vincolo.



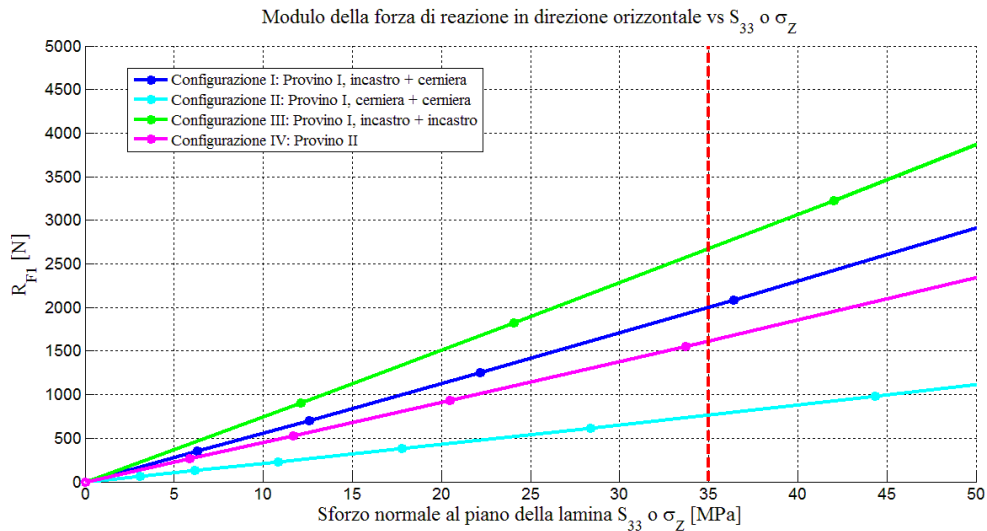


Figura 2.21. Forza di reazione al nodo di vincolo in direzione orizzontale in funzione dello sforzo normale  $\sigma_Z$  per le quattro configurazioni di vincolo.

Per la stima delle forze in gioco, facendo riferimento a precedenti lavori di Tesi in cui è stato indagato il comportamento di laminati compositi in fibra di vetro unidirezionale, svolti presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano [22], [23], si è considerato il valore di 35 MPa come limite per il cedimento interlaminare a *peeling*. Entrando nel grafico della reazione al nodo in funzione della  $S_{33}$ , in Figura 2.21, con il valore  $\sigma_Z = 35$  MPa, indicato dalla linea tratteggiata verticale in colore rosso, è possibile estrapolare i valori della forza di trazione che si stima sia necessario applicare al provino. Analogamente si possono estrarre i relativi valori di spostamento orizzontale dalla Figura 2.19 o 2.20. La Tabella 2.7 riassume sinteticamente i quattro casi indagati.

Tabella 2.7. Forza di reazione orizzontale al nodo di vincolo e relativo spostamento orizzontale  $\Delta X$  per le quattro differenti configurazioni.

configurazione	I	II	III	IV
$R_{F1}$ di $S_{33peeling}$ [N]	2004.7	767.0	2675.9	1618.3
$\Delta X$ nodo [mm]	2.76	5.61	1.45	2.98

Si può pertanto asserire che, secondo un'analisi di tipo lineare, i componenti dell'attrezzatura sperimentale di prova, nel caso più critico, devono essere in grado di applicare e quindi sopportare un carico di circa 2700 N per indurre la delaminazione in Modo I a livello della zona di raccordo centrale. Tale dato, applicando un opportuno fattore di sicurezza, può essere impiegato per una progettazione meccanica preliminare.

## 2.5 Considerazioni conclusive sulle configurazioni

Per effetto della sequenza di laminazione omogenea che accomuna tutti i provini considerati, il modello numerico in ambito lineare permette di avanzare l'ipotesi, per tutte le configurazioni di vincolo esplorate, di un cedimento della zona di raccordo, dovuto a un'intensificazione dello stato di sforzo di natura interlaminare  $\sigma_z$  in corrispondenza di bassi livelli sia delle altre componenti di sforzo interlaminari sia di quelle nel piano delle singole lamine. Questo permette di presupporre un possibile cedimento dei provini per delaminazione in puro Modo I. Si elencano di seguito alcune considerazioni relative alle quattro opzioni di fissaggio esaminate:

- configurazione I: la configurazione con incastro e cerniera mostra una concentrazione di sforzo assiale  $\sigma_x$  in direzione delle fibre di rinforzo, evidente a livello dell'incastro e osservabile in Figura 2.17 (a), il cui valore tuttavia non raggiunge livelli di sforzo critici per la resistenza del materiale in tale direzione; essa richiede una forza di trazione stimata di circa 2000 N;
- configurazione II: per l'innescò della delaminazione in Modo I, la configurazione con doppia cerniera richiede circa 770 N, un valore decisamente inferiore rispetto agli altri casi; dal punto di vista dimensionale ed economico risulta la più conveniente, con lo svantaggio di non consentire eventualmente l'introduzione di una componente di taglio interlaminare  $\tau_{xz}$ : infatti, data la simmetria del sistema di vincolo e la paritetica simmetria nella distribuzione degli sforzi lungo l'asse longitudinale del provino (si veda la Figura 2.15 (b)) non è possibile indurre l'avvicinamento relativo delle zone di massima  $\sigma_z$  e di massima  $\tau_{xz}$  necessario per dare luogo alle interessanti combinazioni degli stati di sforzo che saranno esaminate nel capitolo 4;
- configurazione III: la configurazione con doppio incastro è quella che, a parità di spostamento orizzontale, origina lo stato di sollecitazione più intenso, sia a livello del raccordo sia a livello degli attacchi laterali, come osservabile nelle figure 2.15 (c), 2.16 (c) e 2.17 (c); essa richiede che l'attrezzatura sia in grado di applicare circa 2680 N, con un evidente aggravio dal punto di vista dimensionale ed economico;
- configurazione IV: il provino dotato dei bracci laterali si rivela interessante nell'ottica di un'estrema semplificazione del sistema meccanico di vincolo; per l'apertura del Provino II, che l'analisi

numerica ha dimostrato essere idoneo per l'esecuzione di prove per la valutazione della resistenza interlaminare, sono richiesti circa 1620 N.

## **2.6 Configurazione preliminare dell'attrezzatura di prova**

Il capitolo si conclude con la presentazione della configurazione progettuale preliminare dell'attrezzatura di prova. Pur non essendo disponibili le specifiche tecniche sull'ingombro limite ammesso dall'apparecchiatura di scansione tomografica, ci si è indirizzati verso un apparato sperimentale dalle dimensioni ridotte e caratterizzato dalle seguenti proprietà:

- campo visivo nella zona interessata dall'innesco della delaminazione completamente libero;
- possibilità di riprodurre effettivamente tutte le condizioni di vincolo e di carico esaminate nei precedenti paragrafi;
- relativa semplicità costruttiva e di assemblaggio;
- relativa semplicità di allestimento delle prove sperimentali e di intercambiabilità dei componenti meccanici;
- economicità in termini di produzione e manutenzione.

Il principio di funzionamento dell'attrezzatura è analogo a quello di una morsa: un basamento massiccio, da produrre presumibilmente in ghisa o alluminio, su cui è ricavato un binario di scorrimento, supporta un cinematismo o un sistema di attuazione lineare, elettromeccanico, pneumatico o idraulico, tramite cui è possibile ottenere l'avvicinamento o l'allontanamento di un blocco scorrevole il cui scorrimento rettilineo è guidato dal binario stesso. Vincolando le due estremità del provino, l'una alla base principale e l'altra al blocco scorrevole, è possibile esercitare una forza di trazione/allontanamento oppure di compressione/avvicinamento sulla zona di raccordo del campione. In questo caso il cinematismo è stato semplificato introducendo una barra filettata in grado di applicare una spinta a livello del blocco scorrevole illustrato in Figura 2.23.

### **2.6.1 Componenti meccanici dell'attrezzatura di prova**

Il principale componente dell'attrezzatura è illustrato in Figura 2.22 e consiste in una massiccia piastra metallica, su cui sono ricavati un binario di scorrimento longitudinale e un blocco di contrasto; quest'ultimo è attraversato da un foro filettato che sostiene la barra di spinta e consente di alloggiare, nella parte superiore, i sistemi di vincolo meccanico di entrambe le tipologie di provino; ivi

compaiono due fori concentrici per il passaggio del perno di cerniera, un perno filettato verticale cui ancorare eventualmente il Provino II e una sede per il blocchetto necessario per la riproduzione del vincolo di incastro.

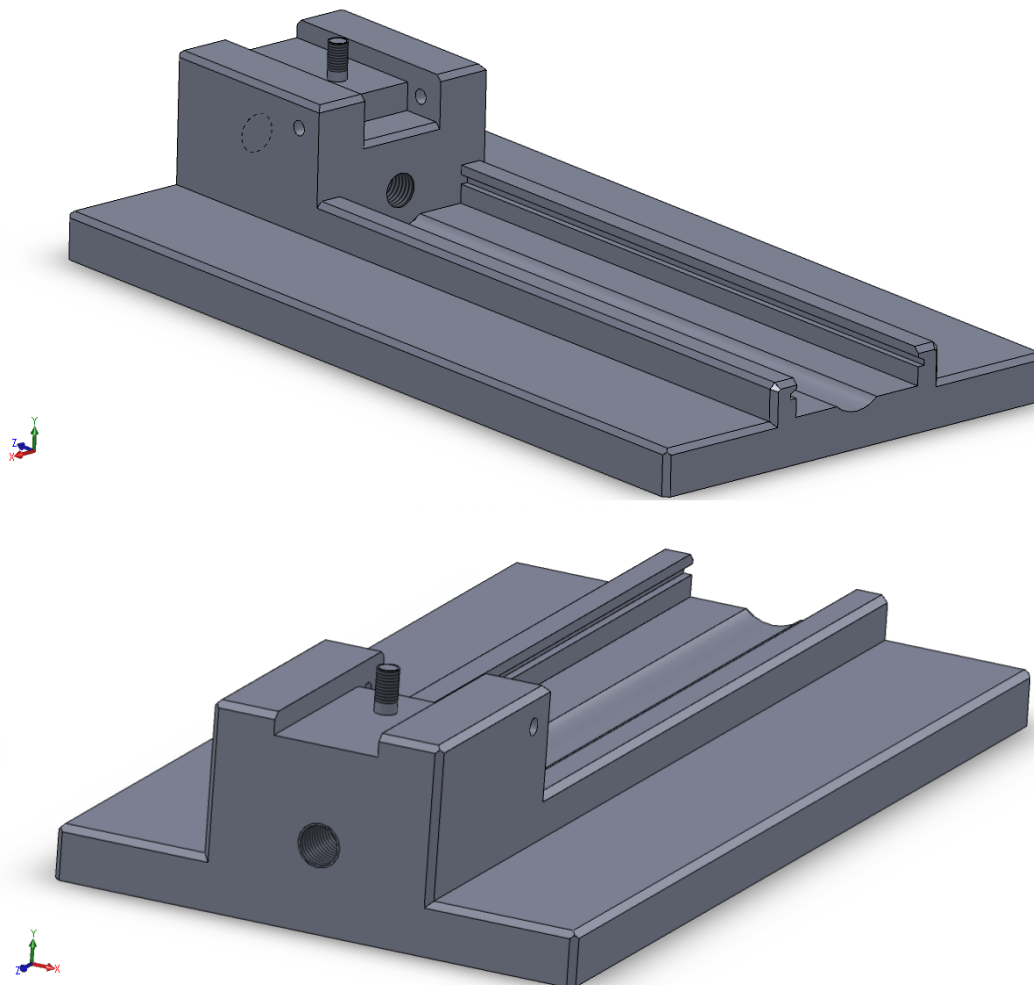


Figura 2.22. Modello CAD del basamento principale dell'attrezzatura di prova. In evidenza il foro filettato per il passaggio della barra di spinta, il perno verticale filettato per l'eventuale ancoraggio del Provino II, la guida di scorrimento.

Un blocco metallico, rappresentato nel modello CAD di Figura 2.23, scorre lungo la guida orizzontale ricavata nel basamento. Esso è comandato dalla barra filettata o da altri sistemi di attuazione lineare e presenta, nella sua parte superiore, il sistema meccanico di vincolo del secondo estremo del provino, che anche in questo caso può essere di entrambe le tipologie. Sfruttando una barra filettata, in Figura 2.24, o un alternativo sistema di attuazione lineare, è possibile conseguire uno spostamento orizzontale del blocco di scorrimento metallico e causare l'apertura a trazione del provino.



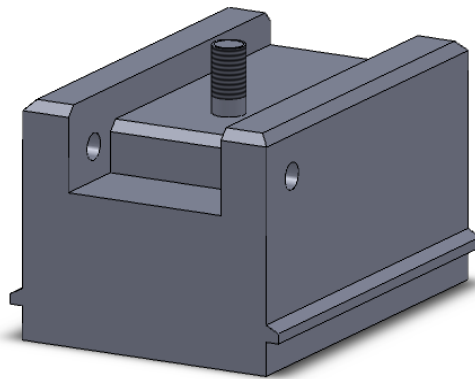


Figura 2.23. Modello CAD del blocco scorrevole dell'attrezzatura di prova. In evidenza il perno verticale filettato per l'eventuale ancoraggio del Provino II e la sede per il fissaggio del provino I.



Figura 2.24. Modello CAD della barra filettata di spinta.



Figura 2.25. Modello CAD delle cerniere per il fissaggio del Provino I all'attrezzatura di prova.

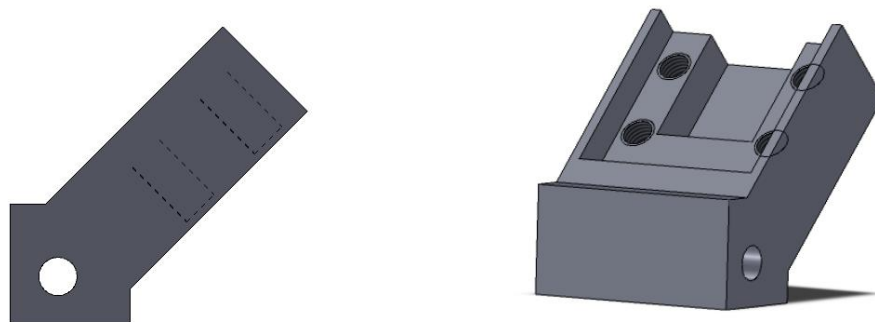


Figura 2.26. Modello CAD dei blocchetti per il fissaggio del Provino I all'attrezzatura tramite vincolo d'incastro.

Per vincolare il Provino I è possibile utilizzare degli appositi blocchetti metallici, illustrati in Figura 2.25 e 2.26, che consentono di incastrare o incernierare il campione avvalendosi dell'impiego di piastre forate e opportuna viteria, in modo tale da completare il sistema di calzatura. Il Provino II è invece vincolabile sfruttando direttamente il perno verticale filettato visibile in figura 2.23, tramite dei dadi. Infine, si prevede l'impiego di opportuni perni per il collegamento tra la base principale e i blocchetti di vincolo. A livello preliminare, si propone una barra millimetrata da posizionare a livello della guida di scorrimento, onde ricavarne la lettura dello spostamento lineare del blocco guidato dalla barra filettata. Tali componenti sono visibili nei modelli CAD in Figura 2.28 e 2.29.

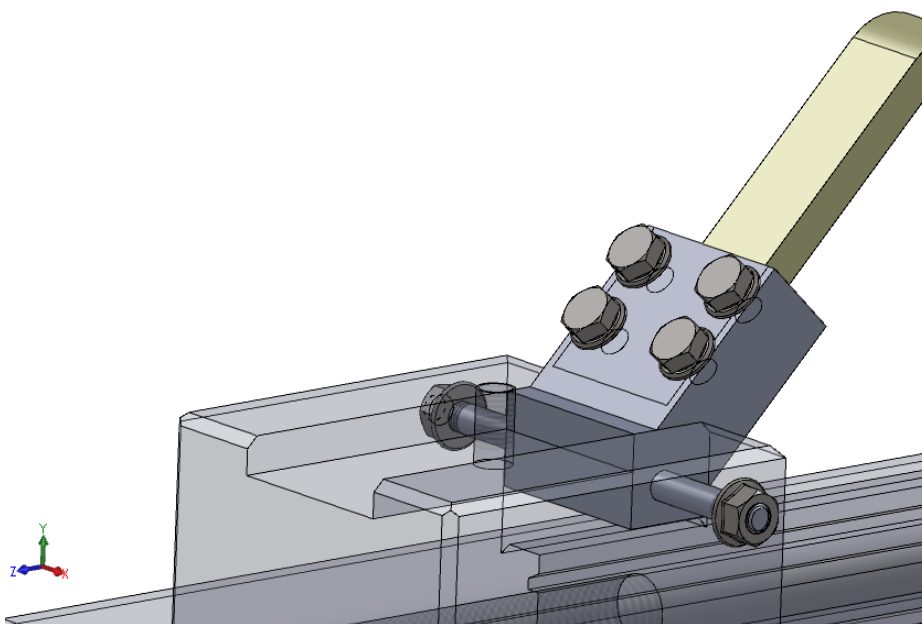


Figura 2.27. Dettaglio in trasparenza del sistema di riproduzione del vincolo di incastro per il Provino I.

### 2.6.2 Modello CAD dell'attrezzatura con Provino I installato

Si riporta in Figura 2.28 il modello CAD dell'attrezzatura, sviluppato tramite il programma *Solidworks*, nel caso del Provino I vincolato tramite due cerniere.

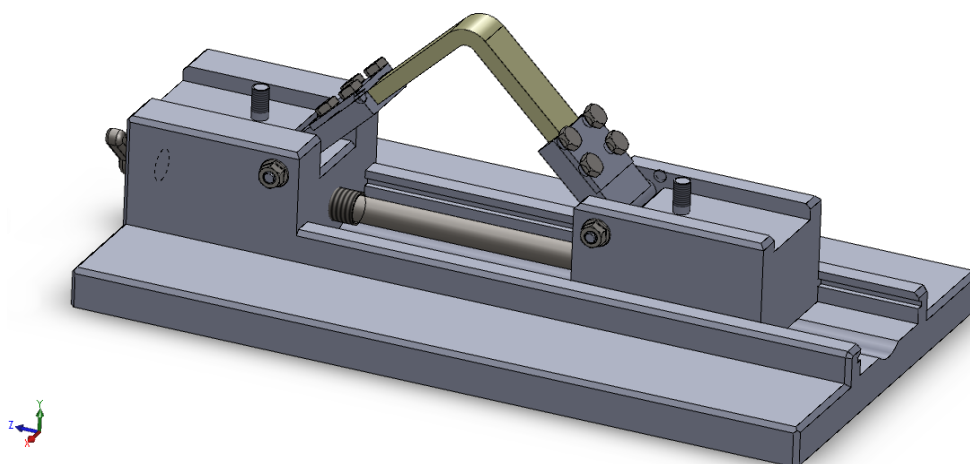


Figura 2.28. Modello CAD completo dell'attrezzatura di prova assemblata con Provino I.

### 2.6.3 Modello CAD dell'attrezzatura con Provino II installato

Si riporta in Figura 2.29 il modello CAD dell'attrezzatura nel caso del Provino II, fissato in questo caso all'attrezzatura di prova sfruttando due fori circolari eseguiti nello spessore del laminato e una coppia di opportuni dadi.

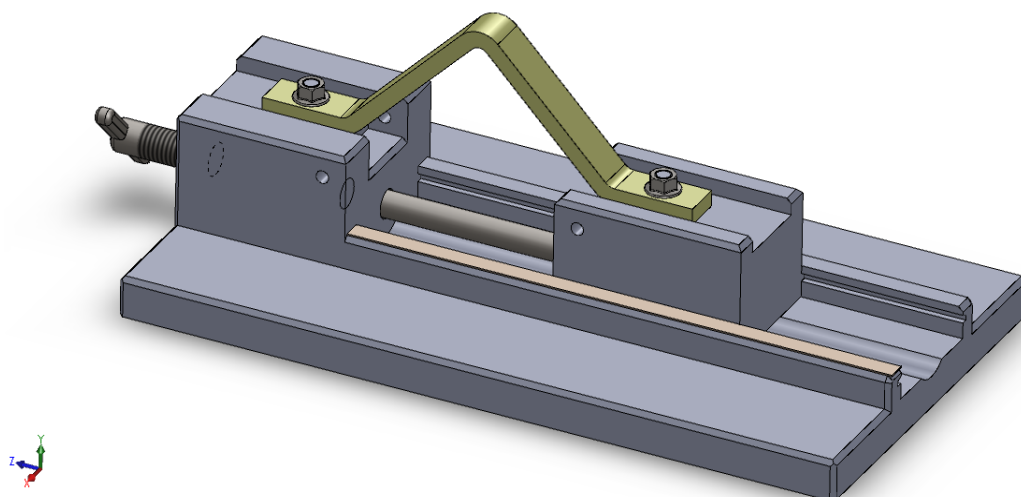


Figura 2.29. Modello CAD completo dell'attrezzatura di prova assemblata con Provino II.



## Capitolo 3

# Progettazione di prove con variazione della sequenza di laminazione

### 3.1 Introduzione

Il capitolo rappresenta lo sviluppo del precedente e contiene i risultati delle analisi numeriche eseguite variando in modo opportuno la sequenza di laminazione dei 48 strati di materiale che costituiscono lo spessore del provino. In particolare, si è focalizzato l'interesse sul Provino I, simmetricamente vincolato attraverso due cerniere, in quanto il comportamento a trazione della zona di raccordo centrale, dal punto di vista dello stato di sollecitazione che si manifesta, è risultato essere analogo a quello del Provino II; inoltre tale configurazione è quella che induce lo stato di sforzo meno critico a livello dei vincoli. La trattazione di condizioni di vincolo non simmetriche è riportata nel capitolo 4. È stata indagata l'entità degli sforzi  $\tau_{XY}$  e  $\sigma_Y$ , nel piano della lamina, e  $\sigma_Z$ , perpendicolare al piano della lamina, con l'obiettivo di valutare il livello d'interazione tra le componenti intralaminari e interlaminari, approfondendo l'analisi con l'ausilio dei criteri di rottura. Va osservato che mentre la sequenza con lamine orientate tutte a  $0^\circ$ , per sua natura, non si presta a tale tipo d'indagine, variando la sequenza di laminazione è stato possibile dare origine a combinazioni di sforzo interessanti. Il problema di base è di grande interesse e attualità e può essere riassunto nella necessità di prevedere la resistenza di una lamina in composito, soggetta a un generico stato di sollecitazione. A tal proposito, negli ultimi decenni sono stati compiuti numerosi sforzi, finalizzati allo sviluppo di criteri di rottura per lamine in composito unidirezionale e per i loro laminati. Dal punto di vista teorico, due sono gli approcci possibili: uno a livello micro-meccanico, basato sull'indagine dei fenomeni fisici che portano alla formazione delle micro-cricche, alla loro successiva coalescenza fino alla rottura della lamina; l'altro a livello superiore, con approccio macromeccanico, che disinteressandosi di questi fenomeni fisici, conduce a criteri tridimensionali basati solo sulle caratteristiche medie quali sforzi e deformazioni all'interno della singola lamina [2]. Tali criteri sono in genere presentati sotto forma di espressioni polinomiali, di vario ordine, caratterizzate da un certo numero di

coefficienti che devono essere definiti sulla base di opportune prove sperimentali di caratterizzazione. Essi portano alla definizione dei cosiddetti involuipi di rottura semplificati sul piano delle componenti di sforzo in assi materiali della singola lamina. Il concetto di involuppo di rottura differisce leggermente dal concetto di involuppo di snervamento della teoria della plasticità: l'analogia tra i due si ritrova però nel fatto che entrambi possono rappresentare il limite del comportamento lineare del materiale soggetto ad uno stato di sforzo multi-assiale. Infine, si è posta l'attenzione sulla possibile insorgenza di effetti di bordo libero, per la cui valutazione si è scelto di passare dagli elementi C3D8 a elementi solidi *C3D20R solid brick* [21], a 20 nodi e di ordine quadratico. Il fenomeno degli effetti di bordo è tipico dei laminati in composito e non si osserva in manufatti omogenei. Si manifesta in laminati costituiti da lamine con orientazioni e/o caratteristiche elastiche differenti, soggetti a deformazioni di natura meccanica e/o termica, a causa della presenza, in corrispondenza dei bordi liberi, di uno stato di sforzo aggiuntivo dovuto alla necessità di soddisfare le condizioni di congruenza e che si smorza allontanandosi dai bordi. Lo stato di sforzo dovuto agli effetti di bordo si somma a quello nominale e risulta essere particolarmente pericoloso, poiché agisce in una regione del laminato, l'interlamina, ricca di resina e quindi più debole.

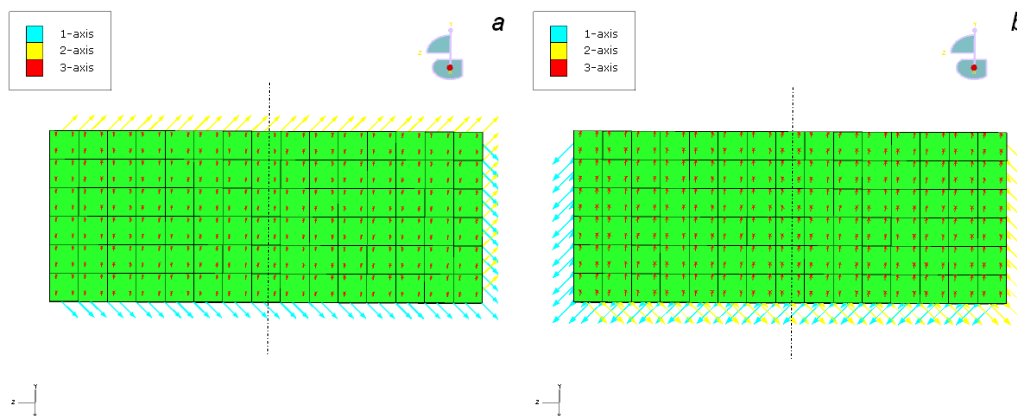


Figura 3.1. Viste in pianta di selezioni di elementi appartenenti a lamine orientate a  $+45^\circ$  (a) e  $-45^\circ$  (b). In colore azzurro, giallo e rosso rispettivamente gli assi  $X$ ,  $Y$  e  $Z$  locali dell'elemento.

### 3.2 Variazione delle sequenze di laminazione

L'indagine, inizialmente condotta su una sequenza di laminazione omogenea nello spessore con tutte le lamine orientate a  $0^\circ$ , si è estesa ad altre sequenze, riportate in Tabella 3.1. Queste sono state scelte anche facendo riferimento a un possibile caso applicativo, come accennato nel paragrafo 2.1, rappresentato dal longherone del rotore principale dell'*Agusta-Westland A109* [22]. Per modellare

l'orientazione delle lamine nella mesh, agli elementi di ogni singola lamina, raggruppati ognuno all'interno di un \*SET relativo allo strato i-esimo, è stato associato un sistema di riferimento definito e orientato in modo tale da riprodurre l'effettiva orientazione delle fibre. Ciò è stato possibile definendo prima i sistemi di riferimento tramite la card \*ORIENTATION e poi generando le \*SOLID SECTION relative alle lamine. A titolo esemplificativo, in Figura 3.1 è riportata una selezione di alcune strisce di elementi appartenenti a due differenti strati con lamine orientate rispettivamente a +45° (a) e -45° (b).

Tabella 3.1. Sequenze di laminazione selezionate per l'indagine numerica e principali proprietà [23].

	<b>orientazione lamine</b>	<b>proprietà note</b>
<b>sequenza 1</b>	$[\pm 45]_{12s}$	taglio, proprietà fuori dagli assi
<b>sequenza 2</b>	$[0/90]_{12s}$	fatica, resistenza a impatto
<b>sequenza 3</b>	$[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$	resistenza in direzione 0°
<b>sequenza 4</b>	$[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$	taglio, resistenza

### 3.3 Valutazione degli effetti interlaminari e intralaminari

La trattazione che segue è stata il punto di partenza per lo sviluppo dell'analisi secondo due obiettivi principali:

- identificare le aree più critiche della zona di raccordo, dal punto di vista della combinazione e della competizione degli sforzi intralaminari e interlaminari, prevedendo il possibile cedimento di regioni della lamina attraverso l'utilizzo di specifici criteri di rottura per i materiali compositi;
- indagare la possibile insorgenza di effetti di bordo nelle zone di estremità.

In particolare, si è posta l'attenzione sulla distribuzione degli sforzi  $\tau_{XY}$  e  $\sigma_Y$ , agenti nel piano del laminato, di tipo intralaminare, e sull'andamento della componente  $\sigma_Z$ , agente fuori dal piano, nell'interlamina. Valutando il rapporto tra tali parametri è possibile ottenere indicazioni riguardo al livello d'interazione tra le componenti che agiscono nel piano della lamina e lo sforzo perpendicolare al piano della lamina stessa,  $\sigma_Z$ . Tuttavia, per fornire una trattazione più completa e dettagliata del fenomeno, che consentisse di identificare, sequenza per sequenza, la preponderanza degli effetti intralaminari rispetto a quelli interlaminari, ci si è indirizzati verso l'applicazione dei criteri di rottura, calibrati in questo caso su prove sperimentali precedenti. E' necessario ricordare che, considerando il sistema di riferimento locale dell'elemento finito, a tali componenti il software *Abaqus* associa, nell'ordine in cui sono state citate, le

grandezze  $S_{12}$ ,  $S_{22}$  e  $S_{33}$  [21]. Nelle immagini che compaiono a partire dal sottoparagrafo 3.3.1 sino al 3.3.4, è rappresentato il settore angolare centrale di elementi con cui è stata modellata la zona di raccordo, per la cui descrizione di dettaglio si rimanda al capitolo 2.

### 3.3.1 Risultati sequenza di laminazione $[\pm 45]_{12s}$

La disposizione degli strati del laminato a  $\pm 45^\circ$  origina un interessante stato di sollecitazione, caratterizzato da valori della componente di taglio intralaminare  $\tau_{XY}$  particolarmente elevati nella zona dorsale e ventrale del provino, come osservabile in Figura 3.2 (a), con un'evidente tendenza a decrescere fino ad annullarsi nella zona centrale. La componente interlaminare  $\sigma_Z$  raggiunge il suo picco nel cuore della zona di raccordo e, simmetricamente ad essa, nelle zone di bordo, mentre la componente nel piano  $\sigma_Y$  assume il valore massimo a livello della zona ventrale.

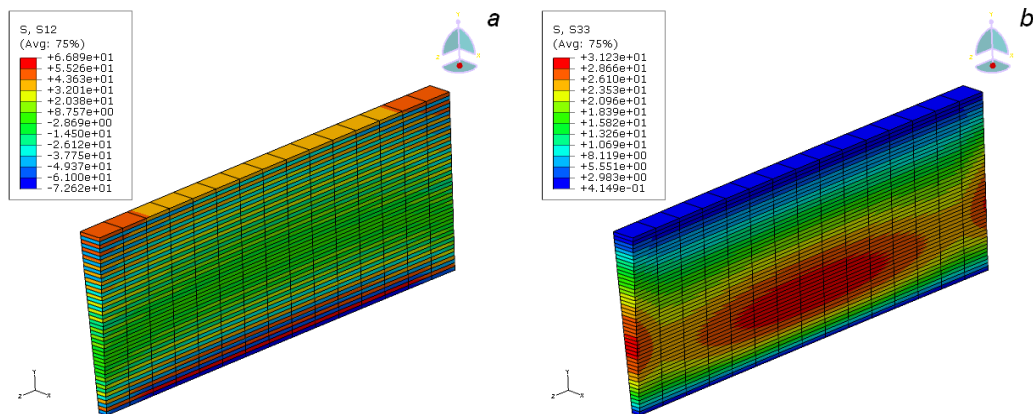


Figura 3.2.  $\tau_{XY}$  (a) e  $\sigma_Z$  (b), sezione di elementi centrali della zona di raccordo, sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ .

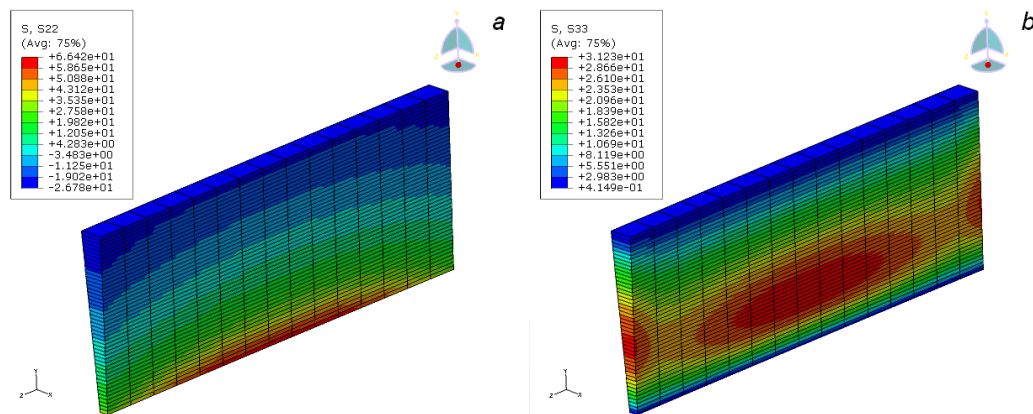


Figura 3.3.  $\sigma_Y$  (a) e  $\sigma_Z$  (b), sezione di elementi centrali della zona di raccordo, sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ .



Nei diagrammi illustrati in Figura 3.5 e Figura 3.6 sono riportati rispettivamente i rapporti  $S_{22}/S_{33}$  e  $S_{12}/S_{33}$  relativi agli elementi di due strisce verticali della sezione, una esterna e una centrale, ritenute rappresentative dell'andamento di tali parametri negli strati del provino. Osservando la Figura 3.4 è possibile identificare gli elementi selezionati per il carotaggio.

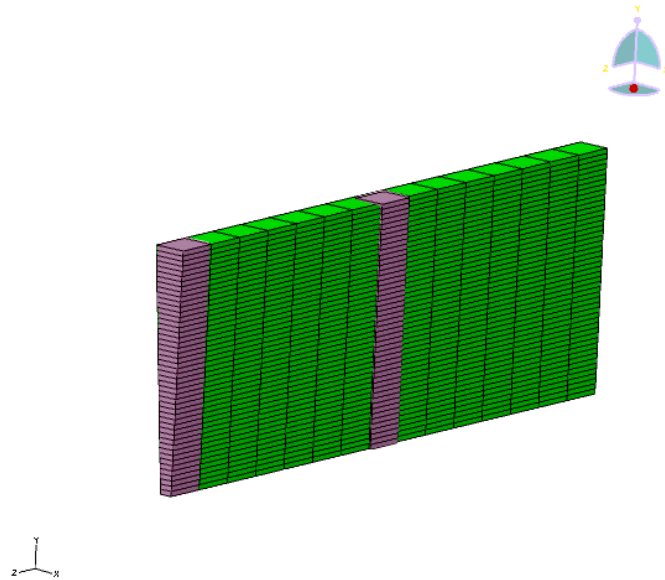


Figura 3.4. Strisce verticali di elementi della sezione selezionate per il carotaggio.

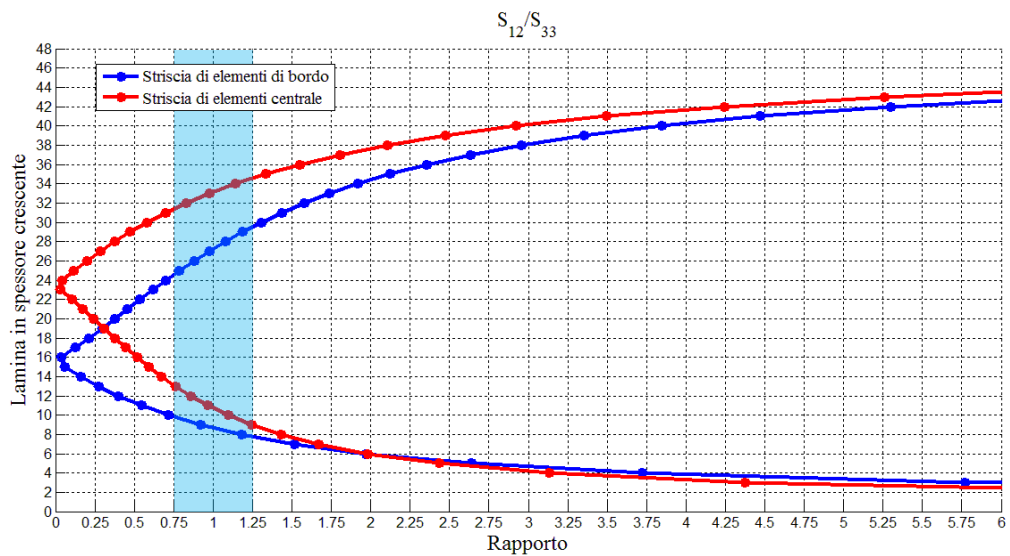


Figura 3.5. Rapporto in valore assoluto tra  $\tau_{xy}$  e  $\sigma_z$  su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ .

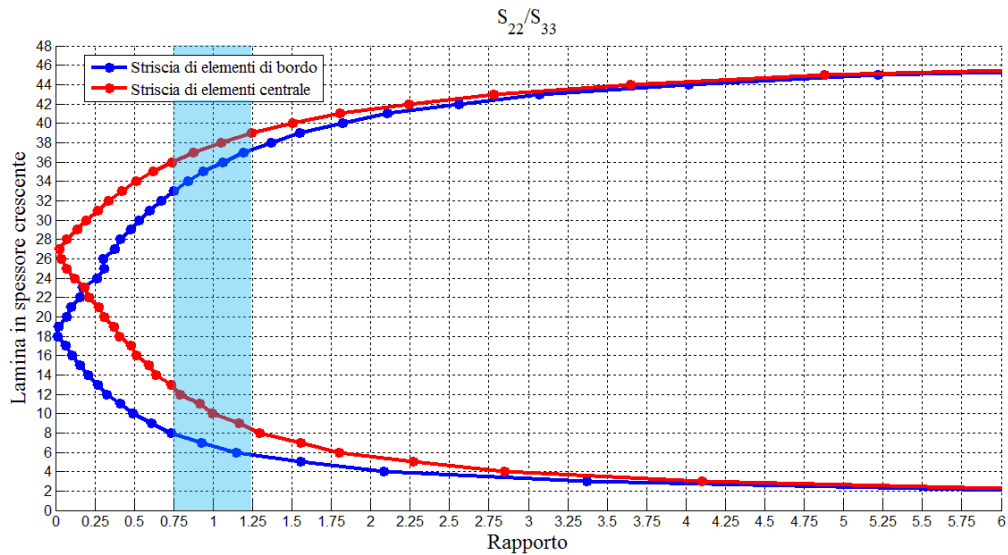


Figura 3.6. Rapporto in valore assoluto tra  $\sigma_Y$  e  $\sigma_Z$  su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ .

Si può osservare come tali rapporti si annullino in prossimità della zona centrale dello spessore e assumano, in alcuni punti, valori piuttosto elevati, avvicinandosi spesso al livello unitario e raggiungendo dei picchi nelle zone di estremità di dorso e ventre. Nella zona dove i valori dei rapporti sono compresi nell'intorno dell'unità, identificabile ad esempio definendo una fascia tra 0.75 e 1.25 (come osservabile in Figura 3.5 e 3.6), caratterizzata da valori di  $\sigma_Y$ ,  $\tau_{XY}$  e  $\sigma_Z$  confrontabili, ci si possono aspettare meccanismi di danno promossi da fenomeni di origine sia intralaminare sia interlaminare.

### 3.3.2 Risultati sequenza di laminazione $[0/90]_{12s}$

Si riportano di seguito gli andamenti delle componenti di sforzo di interesse.

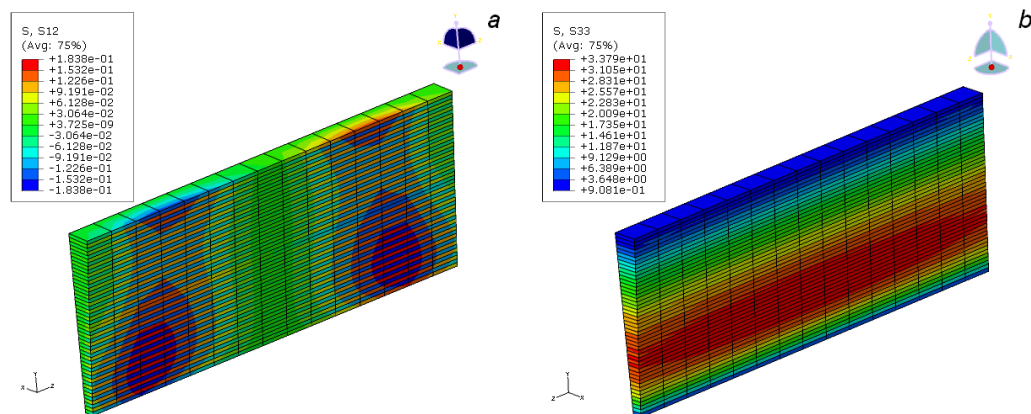


Figura 3.7.  $\tau_{XY}$  (a) e  $\sigma_Z$  (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

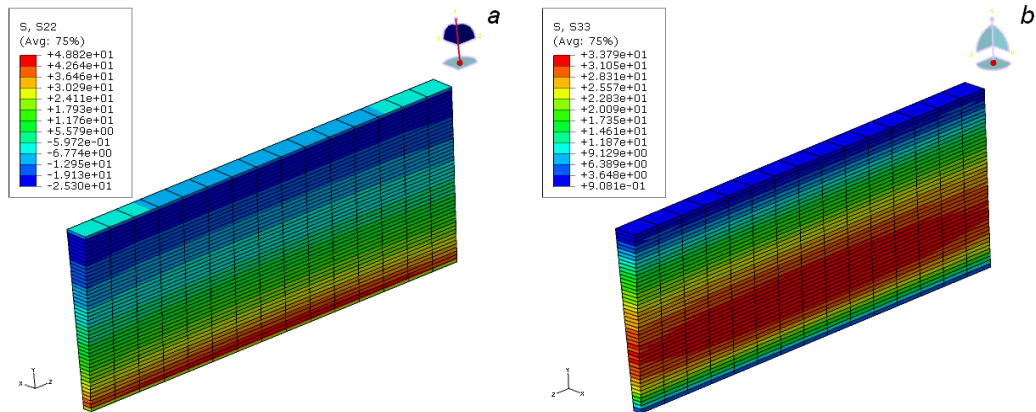


Figura 3.8.  $\sigma_Y$  (a) e  $\sigma_Z$  (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

Per le caratteristiche di esecuzione della prova, la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$  non origina uno stato di sforzo particolarmente significativo dal punto di vista del taglio  $\tau_{XY}$  nel piano della lamina: tale componente assume infatti valore medio prossimo allo zero, come si evince dalla legenda in Figura 3.7 (a). La  $\sigma_Y$ , il cui andamento è rappresentato in Figura 3.8 (a), assume un andamento evidentemente stratificato, con un picco nella zona ventrale della sezione mediana del provino.

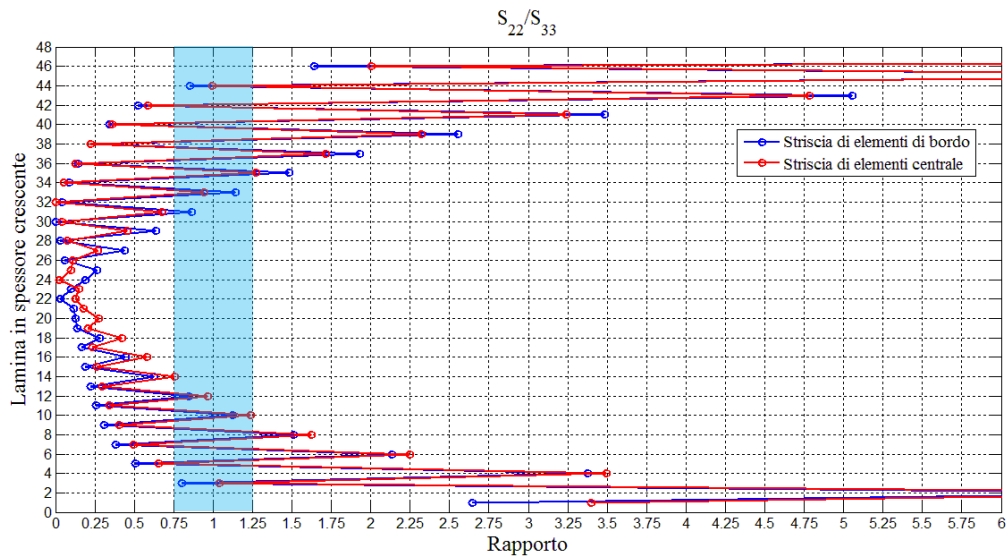


Figura 3.9. Rapporto in valore assoluto tra  $\sigma_Y$  e  $\sigma_Z$  su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ .

Anche in questa circostanza, il rapporto tra  $S_{22}$  e  $S_{33}$ , presentato nel diagramma in Figura 3.9, raggiunge valori piuttosto elevati, mostrando dei picchi nelle zone di estremità dorsale e ventrale e un certo livello d'interazione tra interlamina e

intralamina. Allontanandosi dal cuore del provino, tale rapporto mostra una certa rapidità nella crescita, soprattutto a passando da uno strato al successivo a livello della zona dorsale. In questo caso, non appare la concentrazione dello sforzo normale  $\sigma_Z$  a livello delle zone di bordo che si nota nella sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ . Il rapporto tra la componente nel piano  $\tau_{XY}$  e lo sforzo ad esso normale  $\sigma_Z$  non è stato riportato proprio in quanto si assesta a valori pressoché nulli lungo tutto lo spessore. E' stata definita, in Figura 3.9, una fascia cromatica che comprende i valori del rapporto attorno all'unità, compresi tra 0.75 e 1.25, dove è possibile aspettarsi meccanismi di danno promossi da fenomeni di origine sia intralaminare sia interlaminare, in cui i valori di  $\sigma_Y$  e  $\sigma_Z$  sono confrontabili. Tale fascia di valori è stata riportata anche nei diagrammi di Figura 3.12 e 3.16 nei paragrafi che seguono con numerazione 3.3.3 e 3.3.4. In tale contesto, esternamente alla fascia definita, è prevedibile la prevalenza delle componenti di interlamina per valori inferiori a 0.75 e di intralamina per valori superiori a 1.25.

### 3.3.3 Risultati sequenza di laminazione $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$

Anche per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ , lo sforzo di taglio  $\tau_{XY}$  nel piano della lamina appare trascurabile rispetto alle altre componenti, assumendo valore praticamente nullo. Si ha un'attesa accentuazione della componente  $\sigma_Y$  negli strati a  $90^\circ$ , con due evidenti discontinuità a livello del passaggio agli strati con orientazione delle lamine a  $0^\circ$ , definite in modo netto in Figura 3.11 (a); come osservabile in Figura 3.10 (b), il picco della  $\sigma_Z$  si manifesta nella zona centrale del provino, lievemente spostato verso il ventre rispetto all'asse di simmetria, mostrando anche in questo caso una leggera intensificazione a livello dei bordi. Sovrapponendo le due immagini, si osserva come la zona di massima  $\sigma_Z$  mostri una piena sovrapposizione alla zona di discontinuità inferiore.

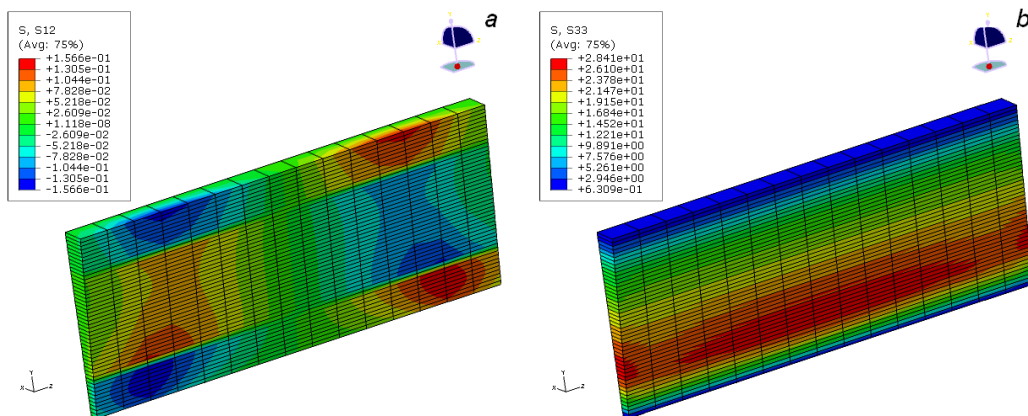


Figura 3.10.  $\tau_{XY}$  (a) e  $\sigma_Z$  (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .

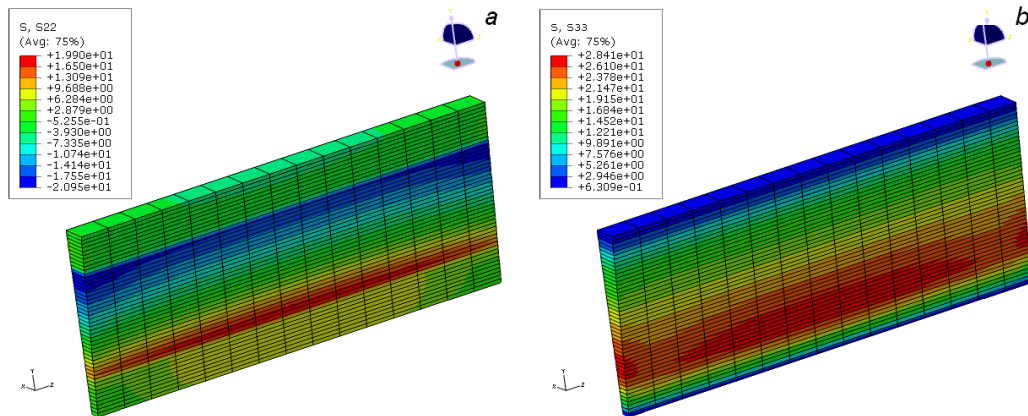


Figura 3.11.  $\sigma_Y$  (a) e  $\sigma_Z$  (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza [(0)<sub>10</sub>/(90)<sub>28</sub>/(0)<sub>10</sub>].

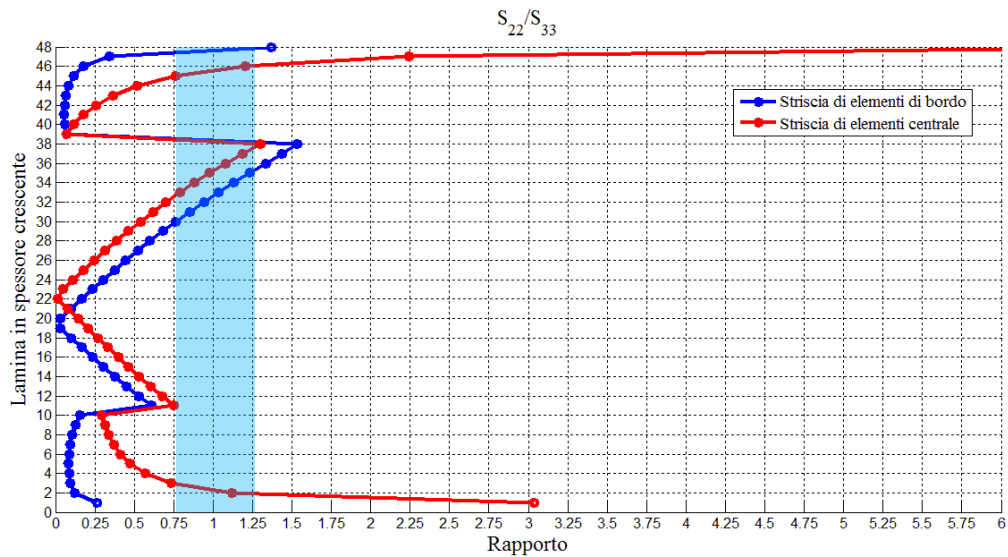


Figura 3.12. Rapporto in valore assoluto tra  $\sigma_Y$  e  $\sigma_Z$  su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione [(0)<sub>10</sub>/(90)<sub>28</sub>/(0)<sub>10</sub>].

### 3.3.4 Risultati sequenza di laminazione [(±45)<sub>5</sub>/(90)<sub>28</sub>/(±45)<sub>5</sub>]

L'ultima sequenza di laminazione presa in esame è caratterizzata dalla concomitanza degli effetti separatamente riscontrati nelle tre precedenti: la presenza di uno sforzo di taglio  $\tau_{XY}$  significativo nelle zone orientate a  $\pm 45^\circ$ , la forte discontinuità della  $\sigma_Y$  nelle regioni in cui si ha il passaggio verso la zona centrale (si osservi a tal proposito la Figura 3.14 (a)), con lamine orientate a  $90^\circ$ , l'intensificazione dello sforzo normale al piano  $\sigma_Z$ , in Figura 3.14 (b), a livello delle zone di bordo. Nelle zone di dorso e ventre si ha un'interessante combinazione per quanto riguarda lo sforzo intralaminare e la  $\sigma_Z$  fuori dal piano;

in particolare, ivi il rapporto tra  $S_{12}$  e  $S_{33}$  assume valori ben oltre l'unità. Nella zona centrale con lamine a  $90^\circ$ , il rapporto tende ovviamente ad annullarsi nello spessore, come già osservato nel paragrafo 3.3.3, pur mostrando una lieve tendenza a crescere già tra la  $32^\circ$  e  $38^\circ$  lamina (si veda la Figura 3.15). Per quanto riguarda tale grafico, il rapporto mostra un andamento decrescente avvicinandosi alla zona centrale dello spessore, con il punto in cui si ha valore nullo che trasla verso il dorso del provino, spostandosi verso il centro della sezione. Anche qui compare la discontinuità già accennata in precedenza.

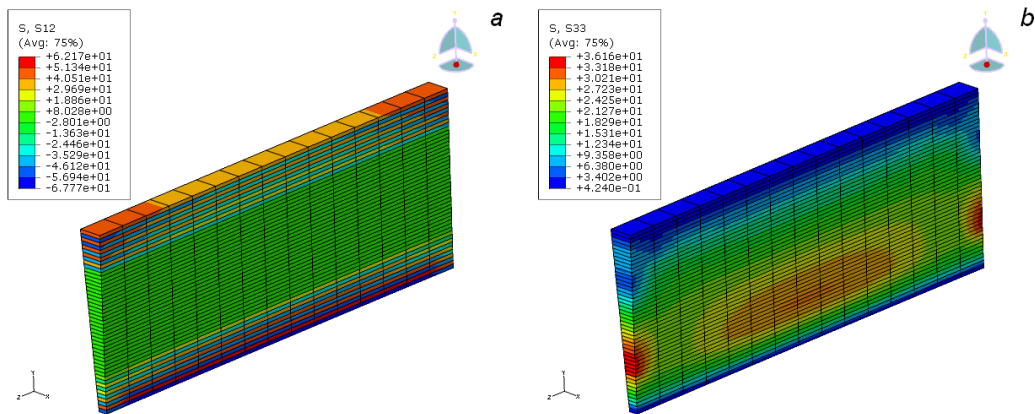


Figura 3.13.  $\tau_{XY}$  (a) e  $\sigma_z$  (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza  $[(\pm 45)_5 / (90)_{28} / (\pm 45)_5]$ .

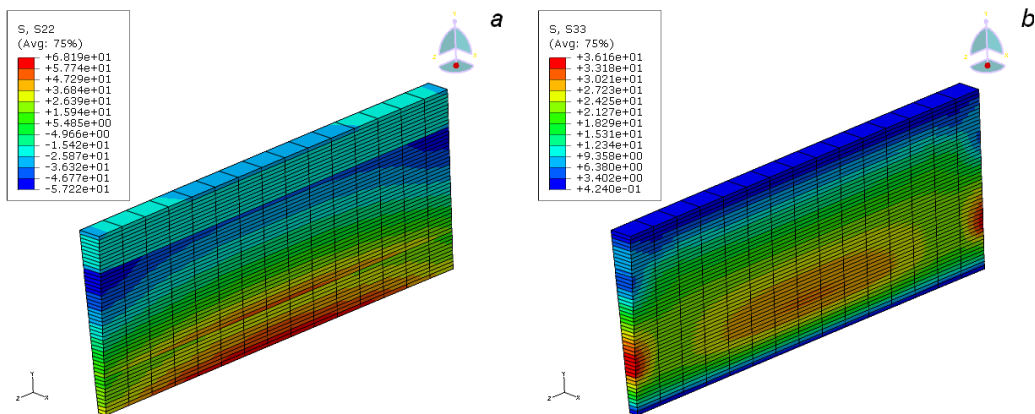


Figura 3.14.  $\sigma_Y$  (a) e  $\sigma_z$  (b), sezione di elementi centrale della zona di raccordo, sequenza  $[(\pm 45)_5 / (90)_{28} / (\pm 45)_5]$ .



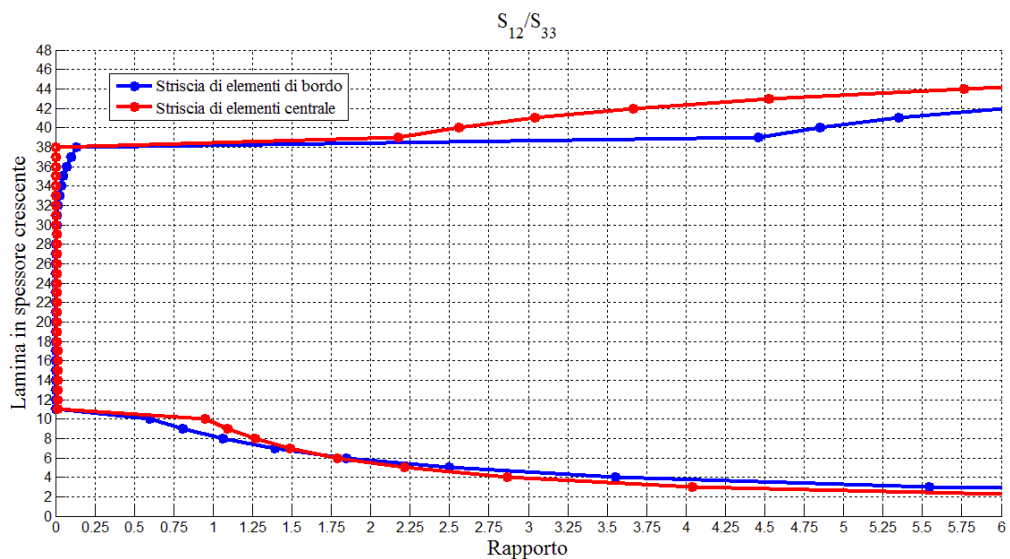


Figura 3.15. Rapporto in valore assoluto tra  $\tau_{XY}$  e  $\sigma_Z$  su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

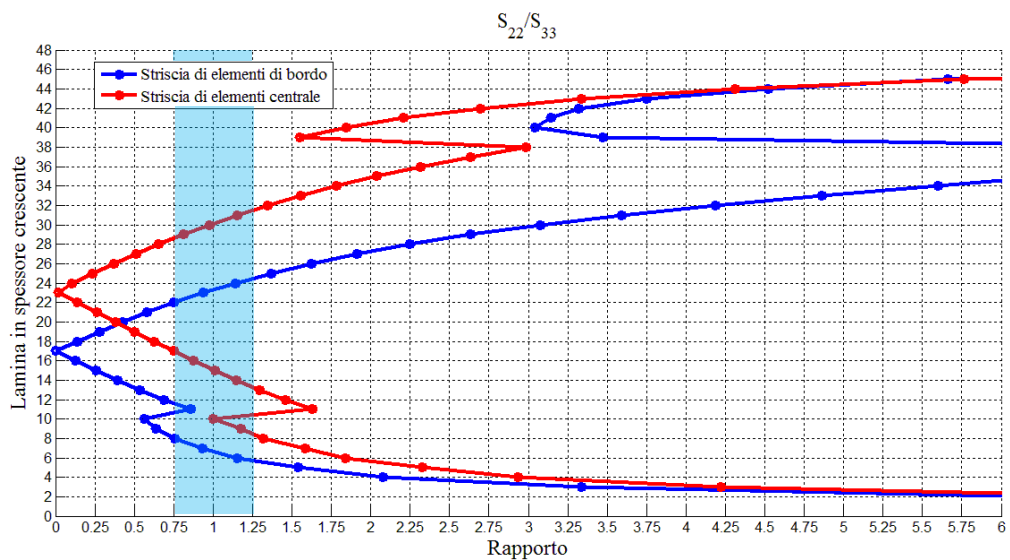


Figura 3.16. Rapporto in valore assoluto tra  $\sigma_Y$  e  $\sigma_Z$  su striscia verticale di elementi di bordo, in colore blu, e striscia verticale di elementi centrale, in colore rosso, sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

### 3.4 Criteri di rottura per i materiali compositi

Si illustrano di seguito i principali criteri di rottura sviluppati per l'analisi dei fenomeni di cedimento e delle interazioni tra le componenti di sforzo nei materiali compositi. Essi si basano sull'ipotesi di omogeneità del materiale isotropo e possono essere raggruppati in tre categorie principali:

- criteri *limite*: in tale gruppo rientrano quei criteri che predicono la modalità di rottura comparando gli sforzi all'interno lamina con i corrispondenti limiti di resistenza, noti da prove sperimentali o da deduzioni teoriche. Essi non considerano l'interazione degli sforzi ed hanno espressioni del primo ordine, motivo per cui sono noti anche come criteri lineari;
- criteri *interattivi*: vi rientrano quei criteri che predicono la rottura attraverso l'impiego di un'unica espressione polinomiale di grado pari o superiore al secondo. In questo caso, si considera l'interazione di tutti gli sforzi che caratterizzano lo stato di sollecitazione della lamina. Il cedimento avviene al soddisfacimento dell'equazione, mentre la modalità di cedimento può essere determinata indirettamente attraverso l'analisi dei rapporti tra sforzi e limiti di resistenza;
- criteri in grado di distinguere la modalità di cedimento: fanno parte di tale categoria i criteri strutturati in modo da distinguere tra il cedimento della fase fibra e quello della fase matrice. Essi possono prevedere la possibilità di interazione tra gli sforzi in gioco.

#### 3.4.1 Criteri limite

I criteri limite sono i più semplici da impiegare ma nello stesso tempo quelli che presentano storicamente la maggior non capacità di descrivere in modo adeguato le caratteristiche di resistenza del laminato al variare dell'orientazione delle fibre nello spessore del manufatto.

##### Criterio del massimo sforzo

Il criterio del massimo sforzo valuta la resistenza di una lamina in materiale composito soggetta a uno stato di sforzo piano, in cui compaiono solo le componenti  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\tau_{12}$ , se vengono rispettate contemporaneamente le condizioni:

$$X_C < \sigma_1 < X_T \quad (3.1)$$



$$Y_C < \sigma_2 < Y_T \quad (3.2)$$

$$|\tau_{12}| < T_{12} \quad (3.3)$$

dove si è indicato con  $X_T$  e  $X_C$  gli sforzi ultimi rispettivamente a trazione e a compressione nel piano della lamina, in direzione delle fibre; con  $Y_T$  e  $Y_C$  gli sforzi ultimi a trazione e a compressione nel piano della lamina, in direzione normale al piano delle fibre; con  $T_{12}$  lo sforzo ultimo di taglio nel piano della lamina. Non essendo contemplata l'interazione delle modalità di cedimento è richiesta la verifica contemporanea di tre sottocriteri distinti, uno per ogni singola componente di sforzo presente nella lamina, cui sono associati altrettanti distinti meccanismi di rottura.

### **Criterio della massima deformazione**

E' analogo a quello precedente ma anziché le componenti di sforzo, prende in considerazione le deformazioni. In particolare, il criterio della massima deformazione valuta la resistenza di una lamina in composito, ancora soggetta a uno stato piano di sforzo, ovvero in cui esistono esclusivamente le tre componenti  $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ , se sono rispettate contemporaneamente le condizioni:

$$X_{\varepsilon C} < \varepsilon_1 < X_{\varepsilon T} \quad (3.4)$$

$$Y_{\varepsilon C} < \varepsilon_2 < Y_{\varepsilon T} \quad (3.5)$$

$$|\gamma_{12}| < T_{\varepsilon 12} \quad (3.6)$$

dove si è indicato con  $X_{\varepsilon T}$  e  $X_{\varepsilon C}$  le deformazioni ultime rispettivamente a trazione e a compressione nel piano della lamina, in direzione delle fibre; con  $Y_{\varepsilon T}$  e  $Y_{\varepsilon C}$  le deformazioni ultime a trazione e a compressione nel piano della lamina, in direzione normale al piano delle fibre; con  $T_{\varepsilon 12}$  la deformazione ultima a taglio nel piano della lamina. Come accade per il criterio del massimo sforzo, anche in questo caso il non considerare l'interazione fra le modalità di cedimento conduce alla contemporanea verifica di tre sottocriteri distinti.

### **3.4.2 Criteri interattivi**

I criteri interattivi compensano in buona parte le lacune dimostrate dai criteri del primo ordine, soprattutto in relazione alla frequente discrepanza manifestata rispetto all'andamento delle caratteristiche di resistenza ottenute sperimentalmente, in modo particolare al variare dell'orientazione delle fibre.

### Criteri di Hill e Tsai – Hill

Tsai [26] avanzò l'idea che un possibile criterio di resistenza per compositi unidirezionali potesse esprimersi in una forma matematica analoga a quella dei criteri di snervamento per materiali isotropi con legge costitutiva elasto-plastica, opportunamente modificati per tenere conto delle caratteristiche ortotrope del composito. Su tale assunto, Hill [27] propose un criterio di snervamento per materiali ortotropi idealmente plastici, discendente dal criterio di Von Mises ed esprimibile come:

$$A(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + B(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + C(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + 2D\tau_{12}^2 + 2E\tau_{23}^2 + 2F\tau_{31}^2 = 1 \quad (3.7)$$

noto come criterio di Hill e valido per uno stato di sforzo tridimensionale. Esso è rappresentato da un'unica espressione che tiene conto dell'interazione reciproca tra gli sforzi attraverso un'espressione polinomiale di II grado in cui compaiono una serie di coefficienti incogniti che possono essere messi in relazione con gli sforzi ammissibili di riferimento ( $A, B, C, D, E, F$ ) noti in generale come parametri di resistenza e relazionabili agli sforzi ammissibili di riferimento attraverso stati di sforzo semplici di azione assiale e taglio. Tramite una serie di passaggi matematici si perviene alle seguenti relazioni:

$$2A = \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2} \quad (3.8)$$

$$2B = -\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} \quad (3.9)$$

$$2C = \frac{1}{X^2} - \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} \quad (3.10)$$

che, nell'ipotesi di uno stato di sforzo piano per cui  $\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = 0$ , consentono di scrivere:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}\right)\sigma_1\sigma_2 + \left(\frac{\tau_{12}}{T_{12}}\right)^2 = 1 \quad (3.11)$$

Anche tale forma, bidimensionale, è nota come criterio di Hill. Sotto l'ipotesi di isotropia trasversa, per cui si ha  $Y = Z$ , tale espressione assume la forma:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1}{X}\right)\left(\frac{\sigma_2}{X}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{T_{12}}\right)^2 = 1 \quad (3.12)$$

cioè il criterio di Tsai-Hill, bidimensionale e del II ordine, rappresentato da un'unica equazione in grado di tenere conto dell'interazione tra le diverse componenti di sforzo. In relazione alla diversa resistenza assiale a trazione e compressione manifestata dai materiali compositi, i valori degli ammissibili  $X$  ed  $Y$  che compaiono nell'espressione del criterio devono essere opportunamente scelti in funzione del segno assunto dagli sforzi assiali  $\sigma_1$  e  $\sigma_2$ . Nel piano degli sforzi  $\sigma_2$  e  $\sigma_1$  il criterio di Tsai-Hill è rappresentato da quattro curve distinte che rispettano la continuità dei valori, in corrispondenza degli ammissibili, ma non della derivata prima. Rispetto ai criteri di massimo sforzo e di massima deformazione, esso rappresenta un notevole passo in avanti in termini di concordanza con i dati sperimentali: la discrepanza con i dati sperimentali relativa all'andamento delle caratteristiche di resistenza del laminato al variare dell'orientazione delle lamine scompare quasi del tutto, almeno per quanto riguarda provini con lamine di unidirezionale in fibra di vetro e matrice epossidica. Questa migliore correlazione con i dati sperimentali è dovuta anche alla capacità del criterio di valutare l'interazione delle diverse componenti di sforzo. Un altro significativo vantaggio è dato dalla semplicità con cui possono essere definiti i coefficienti incogniti che vi compaiono, cioè attraverso semplici prove sperimentali di pura azione assiale di trazione/compressione o di puro taglio. Per contro un grosso limite è rappresentato dall'incapacità del metodo di valutare gli effetti di uno stato di sforzo idrostatico, come evidenziato dall'espressione originaria presentata da Hill, dove compaiono solo i quadrati delle differenze degli sforzi normali.

### Criterio di Hoffman

Hoffman [28] modificò l'espressione aggiungendo dei termini lineari in modo da arrivare sempre a un'unica espressione quadratica in grado di tener conto dell'interazione delle varie componenti di sforzo, ma anche delle diverse caratteristiche di resistenza a trazione e compressione nelle tre direzioni  $X_T, X_C, Y_T, Y_C, Z_T, Z_C$ , indipendentemente dal segno assunto dalle componenti degli sforzi normali  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ . Il criterio proposto da Hoffman assume la seguente espressione:

$$H_1(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + H_2(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + H_3(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + H_4\sigma_1 + H_5 + H_6\sigma_3 + H_7\tau_{12}^2 + H_8\tau_{23}^2 + H_9\tau_{31}^2 = 1 \quad (3.13)$$

che differisce dalla (3.7) per l'aggiunta dei termini lineari  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  e per il conseguente aumento del numero dei coefficienti incogniti, che in questo caso diventano nove. Anche in questa circostanza i termini  $H_i$  ( $1 \leq i \leq 9$ ) sono correlabili ai nove sforzi ammissibili di riferimento  $X_T, X_C, Y_T, Y_C, Z_T, Z_C, S_{12}, S_{13}, S_{23}$ , considerando stati di sforzo semplice di azione assiale e taglio. Dopo

una serie di passaggi matematici, ipotizzando il caso di sforzo piano in cui  $\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = 0$ , l'espressione di partenza può essere riscritta come:

$$-\left(\frac{1}{X_T X_C}\right) \sigma_1^2 - \left(\frac{1}{Y_T Y_C}\right) \sigma_2^2 + \left(\frac{1}{X_T X_C}\right) \sigma_1 \sigma_2 + \left(\frac{X_T + X_C}{X_T X_C}\right) \sigma_1 + \left(\frac{Y_T + Y_C}{Y_T Y_C}\right) \sigma_2 + \left(\frac{1}{T_{12}^2}\right) \tau_{12}^2 = 1 \quad (3.14)$$

ottenendo un criterio di rottura bidimensionale, rappresentato da un'unica espressione del II ordine, in grado di tener conto dell'interazione delle diverse componenti di sforzo, come il criterio di Tsai-Hill, ma a differenza di quest'ultimo descritto da un'unica curva in tutti e quattro i quadranti, caratteristica che gli conferisce una maggior facilità di impiego. Inoltre, i rilievi sperimentali evidenziano un'ottima capacità di previsione dei limiti di resistenza per differenti tipologie di provini in composito unidirezionale, sensibilmente migliore rispetto a quella permessa dal criterio di Tsai-Hill. Va sottolineato infine che, nel caso particolare di uguaglianza tra gli ammissibili a trazione e compressione, il criterio di Hoffman si riduce al criterio di Tsai-Hill.

### Criteri di Hill e Tsai-Wu

Tsai e Wu [29] formularono un nuovo criterio di rottura sulla base della più ampia generalizzazione che un possibile legame quadratico tra le sei componenti del tensore degli sforzi può assumere, con l'obiettivo di migliorare da un lato la capacità di previsione delle caratteristiche di resistenza ed eliminare dall'altro la particolare dipendenza dagli sforzi normali contenuta nell'espressione proposta da Hill. Tsai e Wu postularono l'esistenza di una superficie limite di resistenza nello spazio degli sforzi a sei dimensioni, nella seguente forma:

$$F_{ij} \sigma_i \sigma_j + F_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (3.15)$$

in cui bisogna tenere conto che  $\sigma_4 = \tau_{31}$ ,  $\sigma_5 = \tau_{23}$ ,  $\sigma_6 = \tau_{12}$ . Essendo nota l'ininfluenza del segno delle componenti di taglio relativamente alla fisicità del fenomeno di rottura, si possono ritenere nulli tutti i coefficienti che moltiplicano sforzi di taglio al primo ordine, pertanto si può scrivere:

$$F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{33} \sigma_3^2 + F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + 2F_{31} \sigma_3 \sigma_1 + F_{44} \tau_{31}^2 + F_{55} \tau_{23}^2 + F_{66} \tau_{12}^2 = 1 \quad (3.16)$$

in cui i coefficienti incogniti sono correlabili agli sforzi ammissibili considerando stati di sforzo semplici di azione assiale e di taglio e pertanto ricavabili. Per i termini con indice misto, Tsai e Wu proposero l'esecuzione di

prove sperimentali di tipo biassiale in grado di sottoporre nell'ordine il provino all'azione concomitante di  $\sigma_1$  e  $\sigma_2$ , per la determinazione del termine di interazione  $F_{12}$ ; di  $\sigma_2$  e  $\sigma_3$  per la determinazione del termine di interazione  $F_{23}$ ; infine, di  $\sigma_3$  e  $\sigma_1$  per la determinazione di  $F_{31}$ . Tramite una serie di considerazioni [24] di tipo fisico e matematico si perviene alla seguente espressione:

$$\frac{\sigma_1}{X^2} + \frac{\sigma_2}{Y^2} + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + \frac{\tau_{12}^2}{T_{12}^2} = 1 \quad (3.17)$$

Simile all'espressione del criterio di Tsai-Hill. La peculiarità del criterio di Tsai-Wu risiede nel parametro  $F_{12}$ , al cui riguardo si rimanda sempre a [24]. Esso è quindi un criterio di natura quadratica che, come gli altri sinora visti, Tsai-Hill e Hoffman, non ha alcun fondamento di natura fisica, ma che rispetto a questi ultimi dimostra una maggior generalità e versatilità, soprattutto grazie alla presenza di un maggior numero di parametri incogniti all'interno della sua espressione polinomiale, la cui corretta definizione permette di ridurre al minimo lo scostamento con i rilievi sperimentali, migliorandone la capacità di previsione nei confronti dei limiti di resistenza. Inoltre, il criterio manifesta dei limiti, *in primis* la completa assenza di fondamento fisico, confermata ad esempio dal fatto che un cedimento a trazione dipenda anche dai limiti di resistenza a compressione e viceversa. Inoltre, come tutti i criteri definiti da un'unica espressione, non è in grado di distinguere le possibili modalità con cui può manifestarsi il cedimento all'interno di un materiale composito, modalità che discendono dalle differenti caratteristiche meccaniche dei due elementi costitutivi: le fibre, dal comportamento elasto-fragile, e la matrice, dal comportamento plastico.

### 3.4.3 Criteri con distinzione della modalità di cedimento

L'impossibilità di descrivere la tipica eterogeneità dei meccanismi di cedimento nei materiali compositi motivò la ricerca di una nuova classe di criteri, formulati in modo da poter descrivere correttamente le diverse modalità di rottura; essi ebbero rilevanza scientifica particolare poiché fondati su un inedito, sino ad allora, approccio alla trattazione del cedimento dei compositi.

#### Criteri di Hashin-Rotem

Hashin e Rotem [30], sulla base dell'evidenza sperimentale, proposero, per materiali compositi unidirezionali, l'esistenza di due differenti meccanismi di cedimento, dovuti alla natura bifasica del materiale in oggetto, uno dominato dalla fase fibra e l'altro dominato dalla fase matrice. Svilupparono quindi un criterio per ognuna di queste due distinte modalità di cedimento. In particolare,

per la prima, governata dallo sforzo normale in direzione delle fibre, proposero un semplice criterio di massimo sforzo nella forma generale:

$$\frac{\sigma_1}{X} = 1 \quad (3.18)$$

che si differenzia a trazione e compressione per il diverso valore assunto dallo sforzo limite di resistenza, ovvero  $X = X_T$  in caso di trazione, con  $\sigma_1 > 0$  e  $X = X_C$  in caso di compressione, con  $\sigma_1 < 0$ . Per la seconda modalità di cedimento, dominata dallo sforzo normale in direzione trasversale a quella delle fibre e dallo sforzo di taglio, proposero una formulazione quadratica in grado di mettere in relazione le due componenti di sforzo, nella forma:

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{T_{12}}\right)^2 = 1 \quad (3.19)$$

dove il valore dello sforzo limite in direzione trasversale a quella delle fibre viene definito in funzione del segno assunto dalla sollecitazione normale in tale direzione,  $\sigma_2$ . Anche in questo caso, si ha  $Y = Y_T$  in presenza di trazione, con  $\sigma_2 > 0$  e  $Y = Y_C$  in caso di compressione, con  $\sigma_2 < 0$ . L'assenza del termine misto di accoppiamento tra  $\sigma_2$  e  $\tau_{12}$  è giustificata dalla non influenza del verso di azione dello sforzo di taglio. Il principale limite del metodo risiede nel fatto che non venga fatta alcuna distinzione tra cedimento della matrice nel piano della singola lamina di composito e cedimento nell'interfaccia, cioè tra una lamina e l'altra.

### **Criterio di Hashin**

Il criterio di Hashin [31] rappresenta un'evoluzione del criterio di Hashin-Rotem che, nelle due diverse modalità di cedimento, individuate per compositi unidirezionali, distingue il comportamento a trazione da quello a compressione, a partire da una formulazione tridimensionale specializzata solo in seguito al caso bidimensionale. L'autore sviluppa il criterio ragionando sulle componenti di sforzo che intervengono nelle differenti modalità di cedimento, a partire da una formulazione generale del secondo ordine scelta come miglior compromesso tra una di tipo lineare, caratterizzata da una sottostima dei limiti di resistenza sperimentali, ed una del terzo dallo sviluppo analitico, troppo complesso. Questa logica porta a definire, per quanto riguarda il cedimento della fase fibra a trazione, un'interazione tra lo sforzo normale e quelli di taglio longitudinale, nella direzione delle fibre, esprimibile attraverso l'espressione:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{T_a^2} = 1 \quad (3.20)$$

Il termine  $T_a$  rappresenta lo sforzo limite di resistenza a taglio in direzione longitudinale. Per quanto riguarda il comportamento delle fibre a compressione, viene invece proposto un semplice criterio di massimo sforzo, in modo del tutto analogo al metodo di Hashin-Rotem:

$$\frac{\sigma_1}{X} = 1 \quad (3.21)$$

Per quanto concerne invece il cedimento della fase matrice, il tentativo è di identificare il piano in cui esso si manifesta e di individuare successivamente le componenti di sforzo che lo caratterizzano, distinguendo sempre il caso della sollecitazione di trazione da quella di compressione. In particolare, a partire da una formulazione che vede l'interazione quadratica degli invarianti degli sforzi per rotazioni attorno alla direzione di allineamento delle fibre, si arriva alla formulazione del criterio nel caso di cedimento della matrice a trazione, considerando le sole componenti di sforzo relative a tale modalità di cedimento:

$$\frac{1}{Y_T^2}(\sigma_2 + \sigma_3)^2 + \frac{1}{T_t^2}(\tau_{23}^2 - \sigma_2\sigma_3) + \frac{1}{T_a^2}(\tau_{12}^2 + \tau_{31}^2) = 1 \quad (3.22)$$

in cui il termine  $T_t$  è lo sforzo limite di resistenza a taglio trasversale. Infine, per quanto riguarda il cedimento della matrice a compressione, si giunge alla formula (3.23).

$$\begin{aligned} & \frac{1}{Y_C} \left[ \left( \frac{Y_C}{2T_t} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_2 + \sigma_3) + \left( \frac{1}{2T_t} \right)^2 (\sigma_2 + \sigma_3)^2 \\ & + \left( \frac{1}{T_t} \right)^2 (\tau_{23}^2 - \sigma_2\sigma_3) + \frac{1}{T_a^2} (\tau_{12}^2 + \tau_{31}^2) = 1 \end{aligned} \quad (3.23)$$

Si ha  $\sigma_2 + \sigma_3 > 0$  nel caso di trazione, viceversa  $\sigma_2 + \sigma_3 < 0$  nel caso di compressione. Tali espressioni possono ovviamente essere semplificate per il caso bidimensionale in cui si presentino solo le componenti di sforzo  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  e  $\tau_{12}$ .

### Criterio di Hashin-Rotem modificato

Il criterio di Hashin-Rotem modificato [32] presenta una modifica nell'espressione del modo matrice a compressione, allo scopo di considerare l'incremento della resistenza a taglio del composito in presenza di una concomitante azione di compressione in direzione della matrice, evidenziata dalle prove sperimentali. Esso può quindi essere espresso dalle seguenti quattro espressioni:

$$\frac{\sigma_1}{X} = 1 \quad (3.24)$$

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{T_{12}}\right)^2 = 1 \quad (3.25)$$

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{T_{12} - \mu\sigma_2}\right)^2 = 1 \quad (3.26)$$

rispettivamente per i modi fibra a trazione e a compressione (3.24), per il modo matrice a trazione (3.25) e per il modo matrice a compressione (3.26). Il coefficiente  $\mu$ , il cui ruolo è simile a quello di un coefficiente di attrito, varia tra 0.4 e 0.8 a seconda delle caratteristiche fisiche dei singoli materiali costituenti il laminato. La sua definizione avviene per via sperimentale.

### **Criterio di Tsai-Wu modificato**

Proposto come il precedente da Sun, Quinn, Tao e Oplinger [32], consiste in una modifica che abilita il criterio originale alla distinzione della modalità di cedimento e può essere formulato tramite la (3.27) e la (3.28).

$$\frac{\sigma_1}{X} = 1 \quad (3.27)$$

$$F_{22}\sigma_2^2 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{66}\tau_{12}^2 = 1 \quad (3.28)$$

Tale formulazione è ottenuta a partire da quella bidimensionale completa del criterio originale, previa eliminazione dei termini in cui compare l'azione singola dello sforzo in direzione delle fibre  $\sigma_1$ , nell'ipotesi di sua ininfluenza relativamente al cedimento della matrice. I restanti coefficienti mantengono la definizione originaria del criterio di Tsai-Wu.

#### **3.4.4 Criterio quadratico interlaminare puro**

Noto anche come criterio dell'equivalente quadratico fuori dal piano [24], comunemente impiegato come criterio di attivazione per il danno interlaminare nei modelli di danno a zona coesiva [25], presenta nella sua formulazione soltanto le componenti di sforzo di tipo interlaminare. La formulazione di tale criterio di rottura è la seguente:

$$\frac{\tau_{13}^2}{T_{13}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{T_{23}^2} + \frac{\sigma_3^2}{Z^2} = 1 \quad (3.29)$$



in cui  $T_{13}$ ,  $T_{23}$  e  $Z$  rappresentano i limiti di resistenza per le componenti di sforzo  $\tau_{XY}$ ,  $\tau_{YZ}$  e  $\sigma_Z$  rispettivamente.

### 3.4.5 Sforzi di rottura del materiale

Si riportano in Tabella 3.2 i valori degli sforzi di rottura nel piano e fuori dal piano, utilizzati per l'implementazione dei criteri di rottura. Essi rappresentano valori comunemente ritenuti idonei per definire la resistenza di compositi in fibra di vetro e resina epossidica ad alta resistenza, del tipo impiegato nel presente lavoro di Tesi.

Tabella 3.2. Sforzi di rottura sperimentali di composito UD in fibra di vetro e resina epossidica ad alta resistenza.

sforzi di rottura fibra di vetro UD S2 [MPa]		
$X_C = -1200$	$X_T = 1500$	$T_{12} = 120$
$Y_C = -250$	$Y_T = 50$	$T_{13} = 70$
$Z_C = -250$	$Z_T = 35$	$T_{23} = 70$

### 3.5 Introduzione dei criteri di rottura nelle analisi

I criteri di rottura sono stati implementati sfruttando la possibilità di *Abaqus* di definire variabili di output customizzate, per tutte le sequenze di laminazione di interesse, sfruttando una routine *Fortran* preesistente [24]. I risultati hanno confermato le osservazioni qualitative relative alle distribuzioni delle componenti di sforzo presentate nei sottoparagrafi dal 3.3.1 al 3.3.4. Sono stati presi in considerazione i criteri di rottura elencati in Tabella 3.3.

Tabella 3.3. Associazione tra criteri di rottura e variabili *Abaqus* definite dall'utente.

critério di rottura	variabile di output associata
Hoffman 2-D	<i>UARM(2)</i>
Hoffman 3-D	<i>UARM(3)</i>
Tsai-Wu 2-D	<i>UARM(4)</i>
Tsai-Wu 3-D	<i>UARM(5)</i>
Criterio quadratico interlaminare puro	<i>UARM(6)</i>
Hashin modo fibra	<i>UARM(7)</i>
Hashin modo matrice	<i>UARM(8)</i>

La trattazione è stata sviluppata disaccoppiando inizialmente il comportamento d'interlamina da quello degli sforzi nel piano, per poi concentrarsi sull'interazione dei fenomeni, la cui combinazione è stata presa in considerazione nei criteri a tre dimensioni di Hoffman e di Tsai-Wu. Partendo dai rispettivi criteri 2-D, si è indagato il comportamento nel piano della lamina, da un punto di vista quindi esclusivamente bidimensionale. Si è poi passati alla valutazione dei risultati forniti dal criterio quadratico interlaminare puro, in cui rientrano esclusivamente gli sforzi  $\sigma_z$ ,  $\tau_{xz}$  e  $\tau_{yz}$ , ovvero  $S_{33}$ ,  $S_{13}$  e  $S_{23}$ . Infine, sono stati valutati gli effetti a livello di fibra e matrice sfruttando il criterio di Hashin.

#### 3.5.1 Risultati sequenza di laminazione [0]<sub>48</sub>.

Nello step di calcolo in cui Tsai-Wu 3-D e Hoffman tridimensionali superano il valore unitario, come osservabile in Figura 3.17 (a) e 3.17 (b), la situazione che si presenta dal punto di vista bidimensionale, rappresentata nelle immagini di Figura 3.18, è la seguente: i rispettivi criteri a due dimensioni indicano come, coerentemente con l'orientazione delle lamine, il contributo degli sforzi nel piano sia basso, praticamente trascurabile nella zona centrale, potendosi invece osservare un lieve incremento nelle zone di estremità di dorso e ventre. Nel cuore del raccordo l'azione degli sforzi interlaminari è prevalente, come si evince confrontando i risultati del criterio quadratico interlaminare puro, in Figura 3.19 (a), con uno dei due criteri bidimensionali di Figura 3.18.

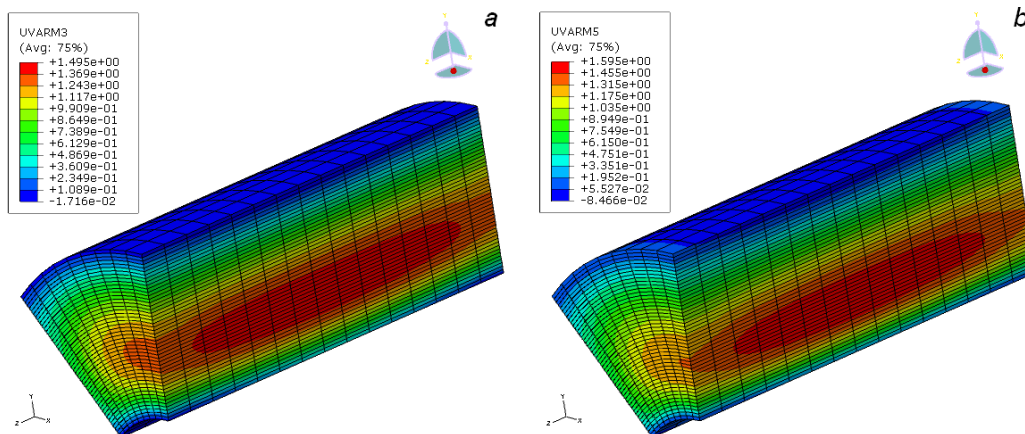


Figura 3.17. Distribuzione delle variabili  $UVARM(3)$ , (a), e  $UVARM(5)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0]_{48}$ .

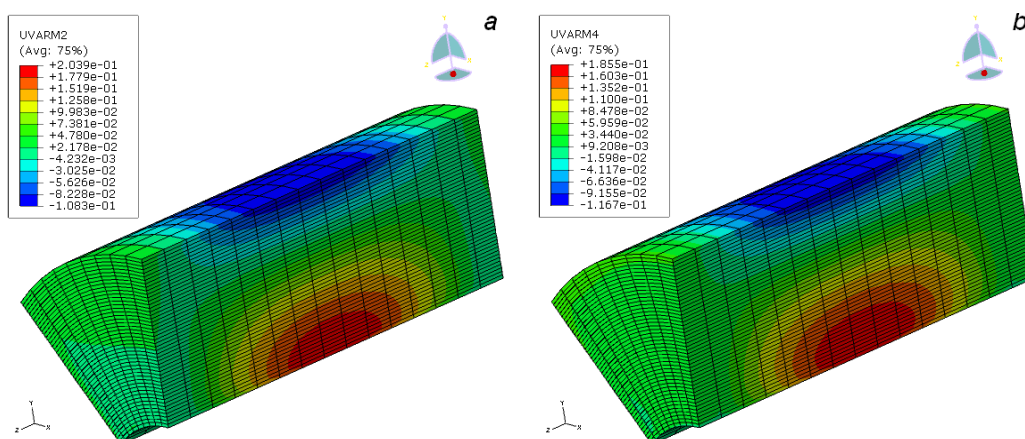


Figura 3.18. Distribuzione delle variabili  $UVARM(2)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0]_{48}$ .

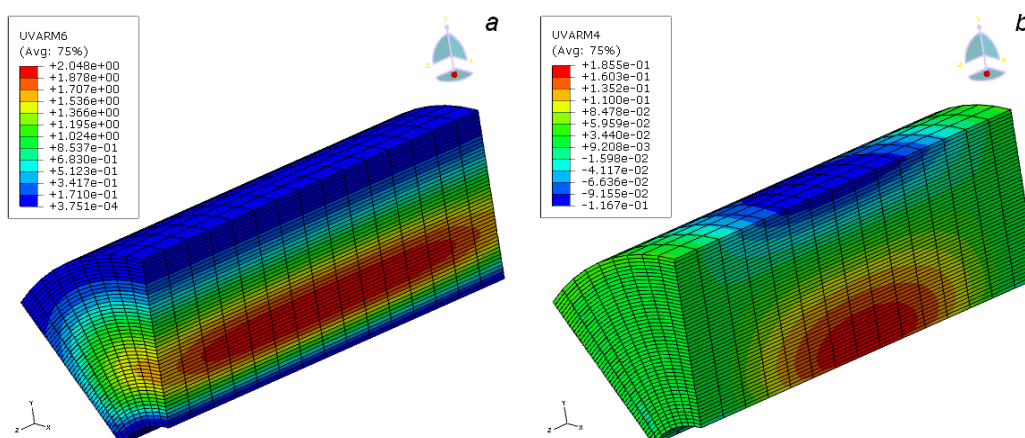


Figura 3.19. Distribuzione delle variabili  $UVARM(6)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0]_{48}$ .

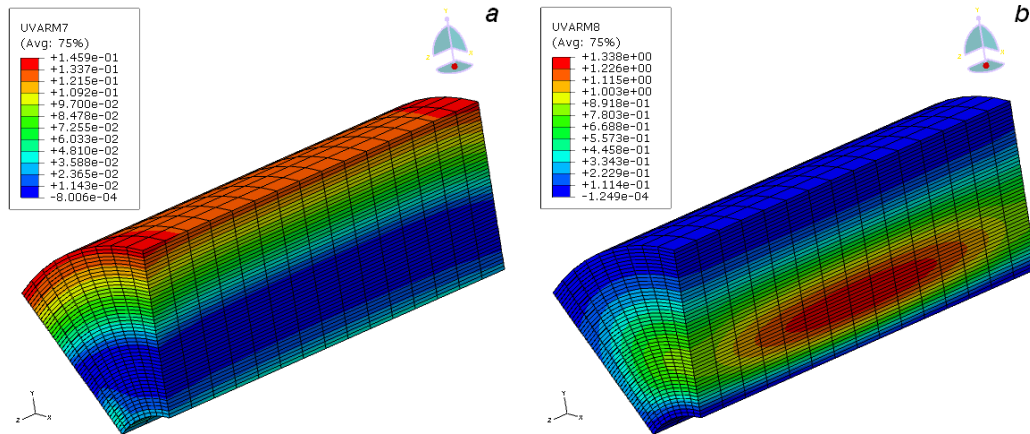


Figura 3.20. Distribuzione delle variabili  $UVARM(7)$ , (a), e  $UVARM(8)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0]_{48}$ .

Il criterio di Hashin (Figura 3.20 (a) e (b)) consente infine di osservare una particolare condizione di sofferenza della matrice, mentre per quanto riguarda il modo fibra si resta ampiamente lontani dall'unità. Il criterio quadratico interlaminare puro rispecchia pienamente i risultati dei criteri di Hoffman e Tsai-Wu 3-D.

### 3.5.2 Risultati sequenza di laminazione $[\pm 45]_{12s}$ .

I criteri 3-D di Tsai-Wu e Hoffman superano la soglia dell'unità per un valore di  $S_{33}$  di circa 22 MPa, relativamente basso rispetto a quello considerato per l'apertura delle lamine a *peeling* nel caso di fibra di vetro con resina epossidica, circa 35 MPa. Come si può osservare nelle immagini di Figura 3.21, ciò accade soltanto in una limitata regione di pochi strati a livello della zona ventrale del provino, dove l'effetto degli sforzi d'intralamina assume una particolare importanza, come mostrano le immagini di Figura 3.22.

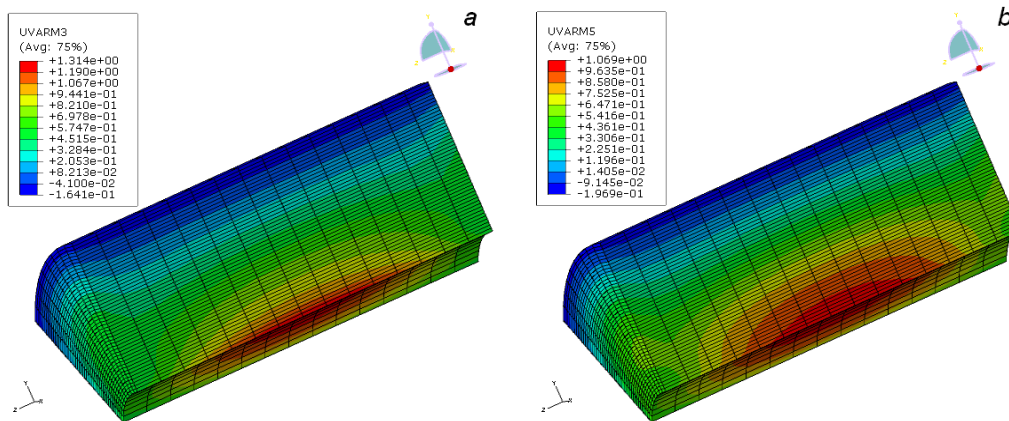


Figura 3.21. Distribuzione delle variabili  $UVARM(3)$ , (a), e  $UVARM(5)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ .

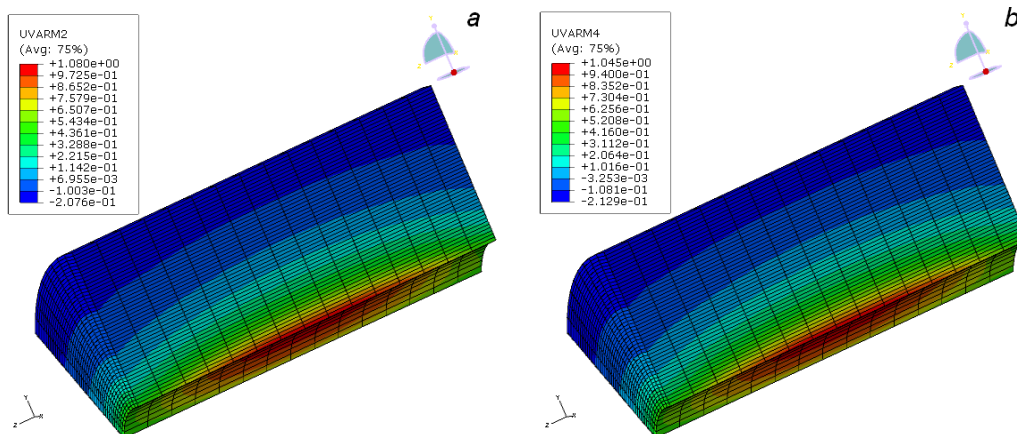


Figura 3.22. Distribuzione delle variabili  $UVARM(2)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ .

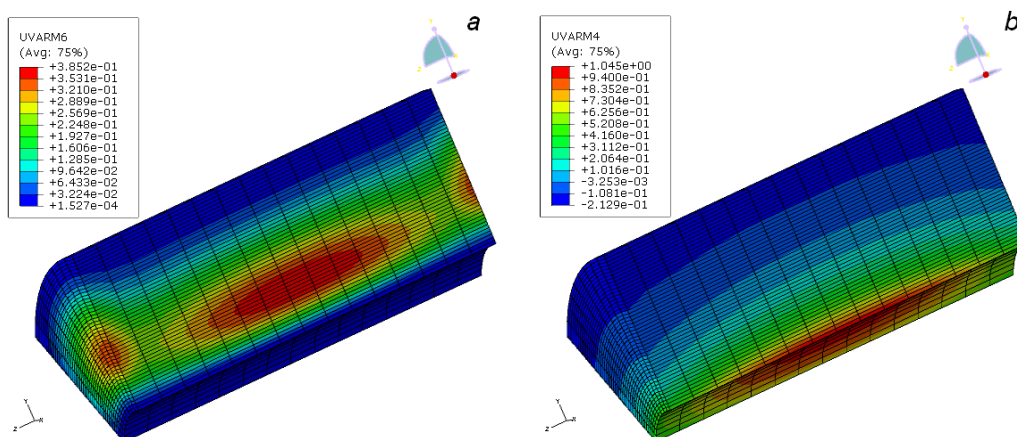


Figura 3.23. Distribuzione delle variabili  $UVARM(6)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ .

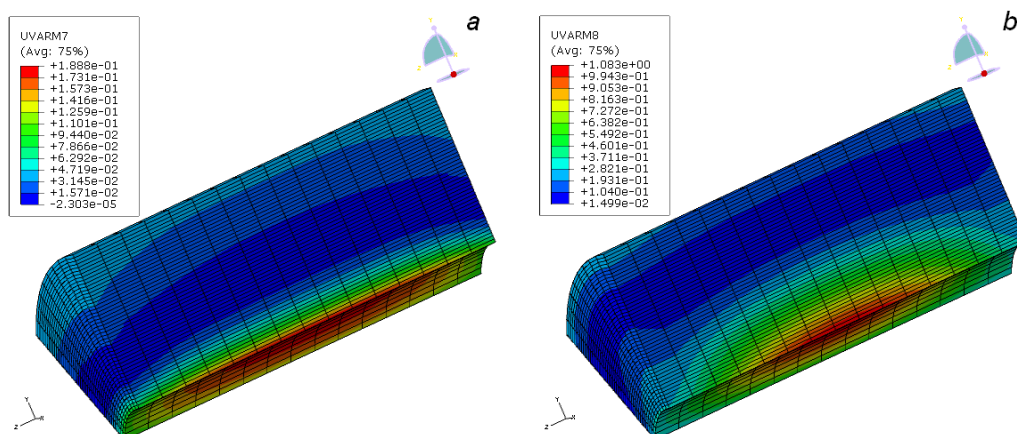


Figura 3.24. Distribuzione delle variabili  $UVARM(7)$ , (a), e  $UVARM(8)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$ .



Per quanto riguarda l'azione interlaminare (Figura 3.23), il relativo contributo risulta in questo caso più basso, come si evince dalla piena corrispondenza tra la distribuzione relativa ai criteri di rottura tridimensionale e quelle relative ai criteri 2-D. Anche in questo caso, il cedimento è prevalentemente della matrice.

### 3.5.3 Risultati sequenza di laminazione $[0/90]_{12s}$ .

Nella sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ , Tsai-Wu e Hoffman 3-D raggiungono valore unitario per un valore della  $S_{33}$  normale al piano pari a circa 32 MPa, prossimo al valore di apertura a *peeling* preso come riferimento. Come si può osservare in Figura 3.25, secondo tali criteri risulta particolarmente a rischio la regione prossima al ventre del provino, che si sviluppa su un'area maggiore rispetto al caso  $[\pm 45]_{12s}$ . Dal punto di vista bidimensionale, i criteri decretano la rottura di alcuni strati, mostrando valori che, partendo dal ventre del raccordo, si allontanano progressivamente dall'unità all'aumentare del raggio di curvatura.

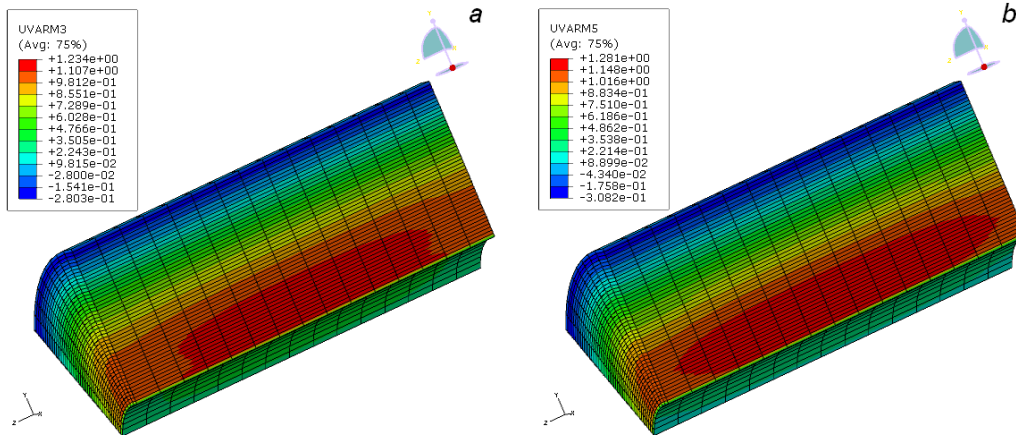


Figura 3.25. Distribuzione delle variabili  $UVARM(3)$ , (a), e  $UVARM(5)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ .

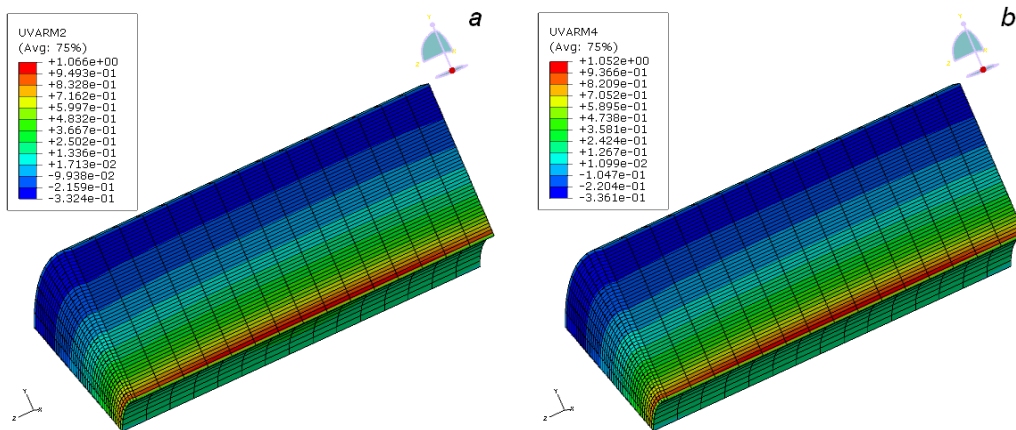


Figura 3.26. Distribuzione delle variabili  $UVARM(2)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ .

La situazione interlaminare risulta critica nelle lamine immediatamente adiacenti a quelle per cui avviene la rottura secondo i criteri 2-D, come si evince osservando l'immagine relativa ai risultati del criterio quadratico interlaminare puro. La sovrapposizione di questi ultimi, in Figura 3.27, con i *contour* dei criteri di rottura bidimensionali, immagini (a) e (b) di Figura 3.26, ricostruisce in modo del tutto coerente quelli ottenuti da Tsai-Wu e Hoffman a tre dimensioni, presentati in Figura 3.25.

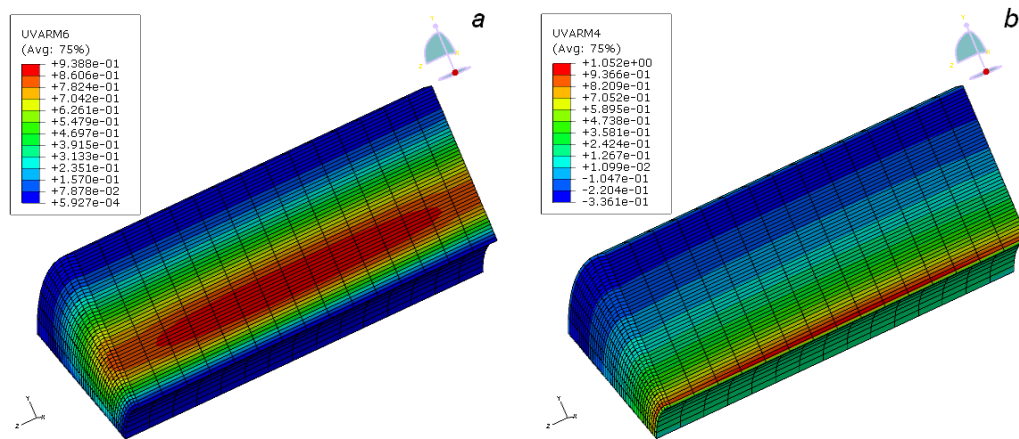


Figura 3.27. Distribuzione delle variabili  $UVARM(6)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ .

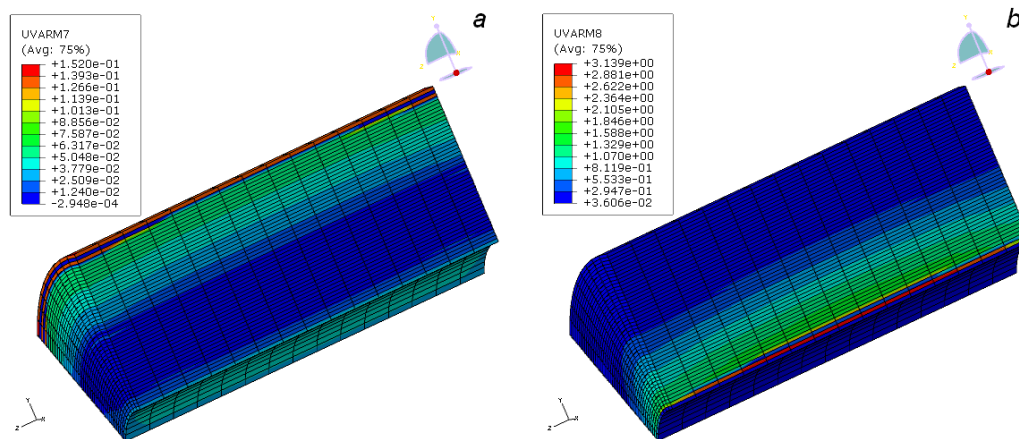


Figura 3.28. Distribuzione delle variabili  $UVARM(7)$ , (a), e  $UVARM(8)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[0/90]_{12s}$ .

### 3.5.4 Risultati sequenza di laminazione $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .

Le sequenze di laminazione presentate di seguito e nel paragrafo successivo sono interessanti soprattutto per quanto riguarda le già osservate discontinuità a

cavallo della variazione di orientazione delle lamine. Anche in questo caso la rottura, secondo i criteri tridimensionali, avviene a valori inferiori ai già citati 35 MPa presi come soglia per l'apertura delle lamine a *peeling*, per la presunta combinazione di effetti. Osservando le immagini di Figura 3.30, si osserva come le zone di maggior intensificazione, dal punto di vista degli sforzi nel piano, siano proprio quelle a cavallo di tali discontinuità, nonostante i criteri siano ancora soltanto a circa il 30% della soglia di cedimento. In tali zone, e in particolare a livello della discontinuità inferiore, si manifesta la massima azione interlaminare, la cui distribuzione compare in Figura 3.31 (a), che va pertanto a combinarsi con quella di massima azione intralaminare. Si può quindi giustificare come il valore unitario decretato dai criteri di Tsai-Wu e Hoffman sia raggiunto proprio in corrispondenza di tali intensificazioni. Infine, si osserva in Figura 3.32 (b) come anche il cedimento del modo matrice rispecchi le considerazioni appena esposte e la fibra risulti praticamente scarica.

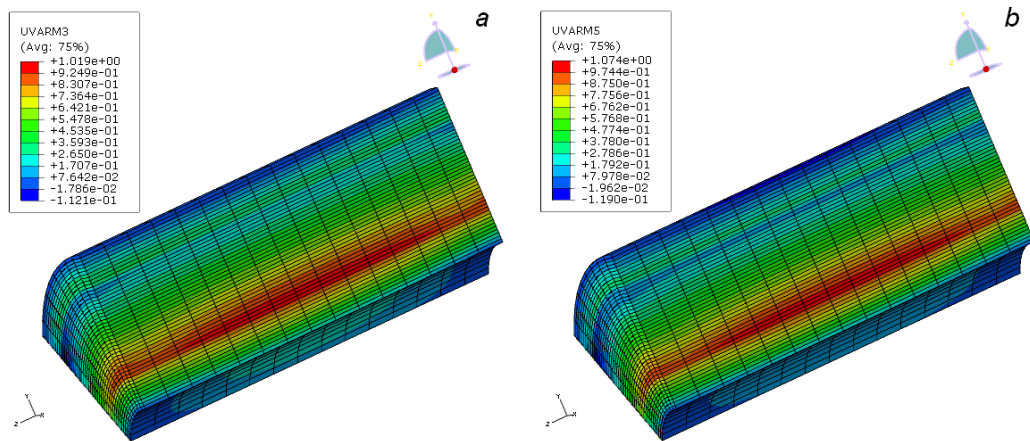


Figura 3.29. Distribuzione delle variabili  $UVARM(3)$ , (a), e  $UVARM(5)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .

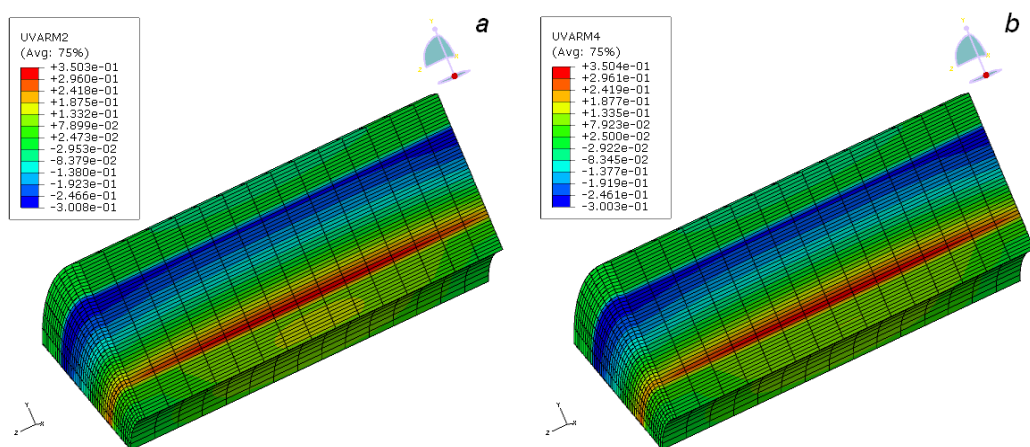


Figura 3.30. Distribuzione delle variabili  $UVARM(2)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .



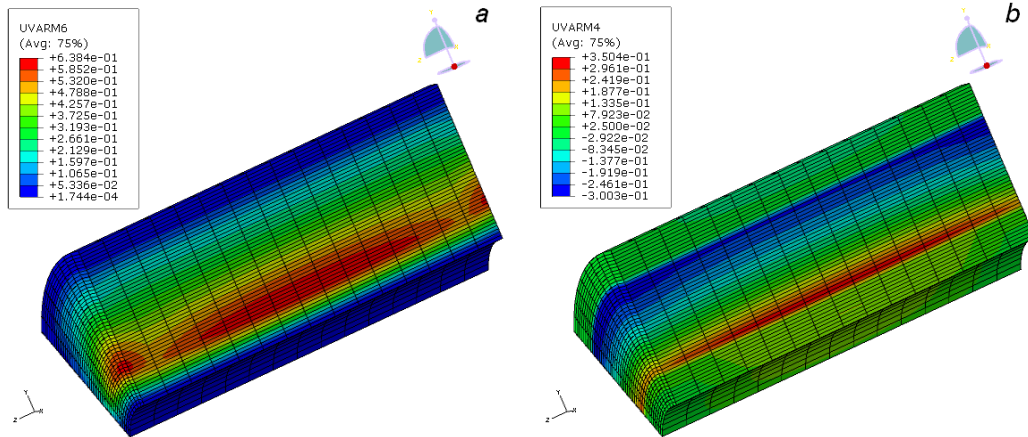


Figura 3.31. Distribuzione delle variabili  $UVARM(6)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .

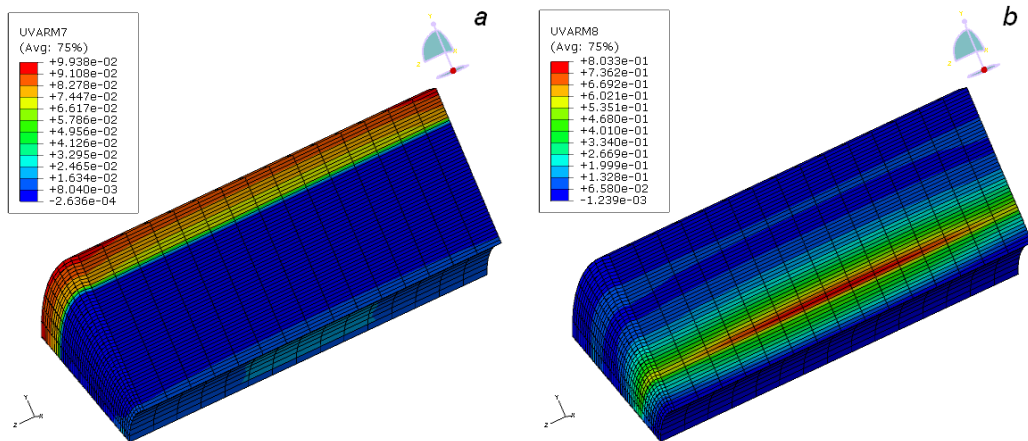


Figura 3.32. Distribuzione delle variabili  $UVARM(7)$ , (a), e  $UVARM(8)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .

### 3.5.5 Risultati sequenza di laminazione $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

In tale sequenza compare un'interessante sovrapposizione degli effetti finora presentati e già riscontrati delle sequenze di laminazione  $[\pm 45]_{12s}$  e  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ , tra l'altro riscontrabili anche nell'andamento delle curve in Figura 3.15 e 3.16, relative alla valutazione dei rapporti tra stato di sforzo intralaminare e interlaminare. Infatti, secondo i criteri 2-D, viene decretata la rottura delle prime lamine del ventre, come osservabile in Figura 3.34, cui si affianca una contemporanea intensificazione dell'azione interlaminare, accentuata in particolare presso i bordi, a cavallo del passaggio di orientazione delle lamine.

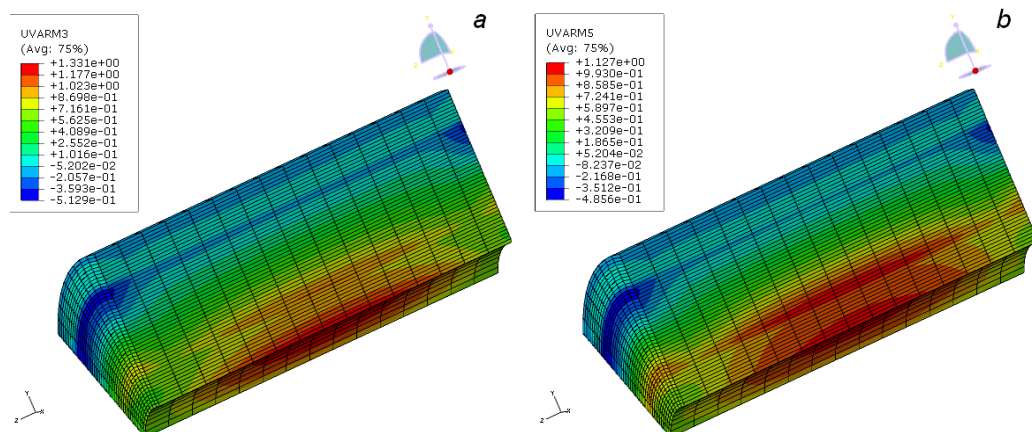


Figura 3.33. Distribuzione delle variabili  $UVARM(3)$ , (a), e  $UVARM(5)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

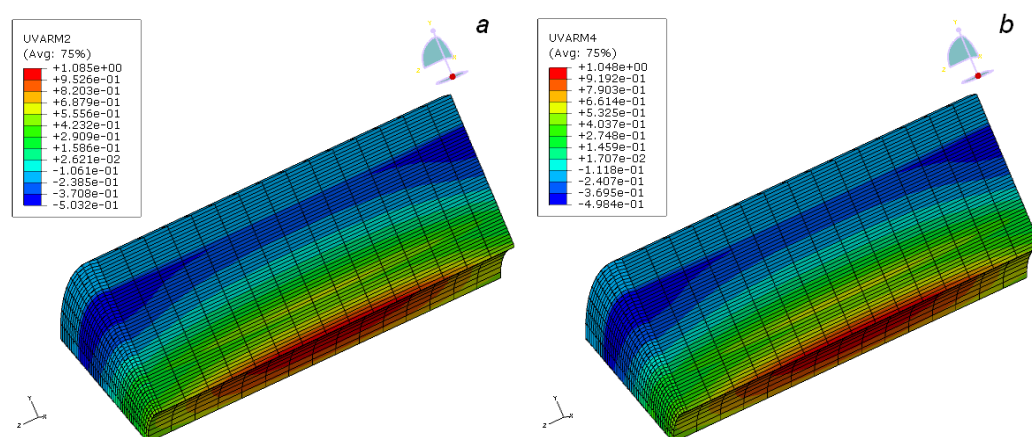


Figura 3.34. Distribuzione delle variabili  $UVARM(2)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

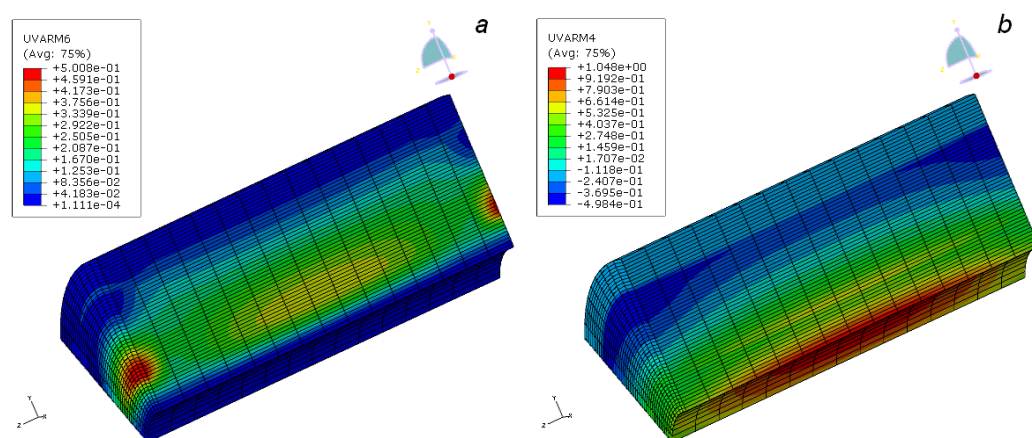


Figura 3.35. Distribuzione delle variabili  $UVARM(6)$ , (a), e  $UVARM(4)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

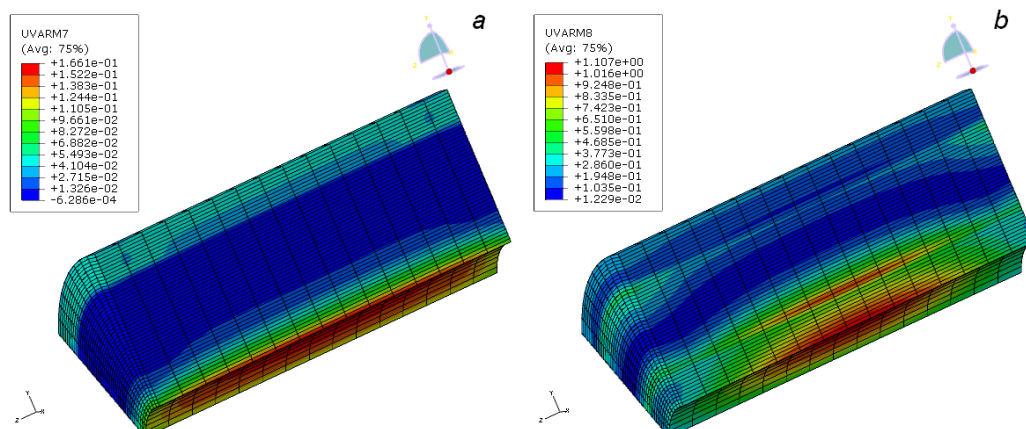


Figura 3.36. Distribuzione delle variabili  $UVARM(7)$ , (a), e  $UVARM(8)$ , (b), a livello del raccordo centrale per la sequenza di laminazione  $[(\pm 45)_5 / (90)_{28} / (\pm 45)_5]$ .

Si veda a tal riguardo la Figura 3.35. La combinazione di tali effetti dà luogo alle distribuzioni relative ai criteri 3-D di Tsai-Wu e Hoffman che si possono osservare nelle immagini di Figura 3.33. La situazione è interessante anche dal punto di vista della separazione delle modalità di cedimento secondo il criterio di Hashin, che mostra le due aree di maggiore sollecitazione del modo matrice, coerentemente con gli altri risultati disposte a livello della discontinuità inferiore.

### 3.6 Generalità sugli effetti di bordo

Come già accennato nella parte introduttiva, gli effetti di bordo libero si manifestano a causa della necessità di soddisfare le condizioni di congruenza ai bordi del laminato. Essi sono dovuti agli sforzi interlaminari  $\sigma_z$ ,  $\tau_{xz}$  e  $\tau_{yz}$ , cui si ricorda corrispondono rispettivamente  $S_{33}$ ,  $S_{13}$  e  $S_{23}$  nella convenzione del software *Abaqus*. Lo stato di sforzo dovuto agli effetti di bordo si somma a quello nominale e risulta essere particolarmente pericoloso perché agisce in una regione del laminato, l'interlamina, ricca di resina e quindi più debole. Va ricordato che la modellazione numerica del provino è avvenuta inizialmente impiegando elementi solidi di tipo C3D8, a 8 nodi. Per avere una valutazione più raffinata dell'andamento delle componenti di sforzo nelle zone di bordo, si è deciso di aumentare l'ordine degli elementi, passando dai C3D8 a elementi C3D20R, a 20 nodi. Nonostante un significativo aggravio dal punto di vista computazionale, si è giunti a una maggiore risoluzione per quanto riguarda l'intensificazione degli sforzi nelle zone di interesse. Si ricorda infine come gli elementi solidi ben si prestino per affrontare un'analisi del fenomeno: quando compaiono effetti di taglio trasversale, quando gli sforzi normali alle lamine non possono essere trascurati e quando è richiesta accuratezza nella valutazione

degli sforzi interlaminari, l'uso tali elementi risulta essere l'unica soluzione per affrontare un'analisi approfondita del problema.

### 3.6.1 Cenni alla soluzione di Pipes-Pagano

L'applicazione della Teoria Classica della Laminazione (CLT in lingua anglosassone) ad un laminato *angle-ply* simmetrico, con lamine orientate, ad esempio, secondo la sequenza  $[\pm 45]_s$ , sottoposto a uno stato di deformazione assiale uniforme  $\varepsilon_x$  condurrebbe ad una soluzione caratterizzata da uno stato di sforzo piano in cui entrambe le componenti  $\sigma_x$  e  $\tau_{xy}$  rimangono costanti all'interno di una determinata lamina, variando solo nel passaggio da lamina a lamina. Questo risultato è valido solo nel caso di manufatto in composito di estensione infinita, privo cioè di bordi liberi, rivelandosi incorretto per laminati di dimensione finita, in particolare proprio in prossimità dei suoi bordi liberi dove lo sforzo di taglio  $\tau_{xy}$  dovrebbe annullarsi. Di fronte ai limiti della teoria, Pipes e Pagano [33] giungono alla soluzione esatta del problema in corrispondenza delle zone in cui la teoria la Teoria Classica della Laminazione fallisce. In particolare, le condizioni di simmetria e antisimmetria del problema in termini di sequenza di laminazione, carico e geometria, applicate alle equazioni di equilibrio, permettono a Pipes-Pagano di arrivare a un sistema di equazioni differenziali del secondo ordine, alle derivate parziali e di natura ellittica, che viene risolto attraverso l'applicazione di uno schema alle differenze finite. E' possibile comprendere la differenza tra le due soluzioni osservando l'andamento delle componenti di sforzo secondo Pipes-Pagano in Figura 3.37. Si può notare come lo sforzo di taglio nel piano  $\tau_{xy}$  e lo sforzo assiale  $\sigma_x$ , che decresce in prossimità del bordo libero, tendono al valore stimato attraverso la classica teoria della laminazione per un rapporto  $y/b < 0.5$ . Le componenti  $\tau_{yz}$ ,  $\sigma_x$  e  $\sigma_z$  sono talmente esigue da non comparire tra gli andamenti riportati nel diagramma. Si evidenzia infine l'andamento dello sforzo  $\tau_{xz}$ , che passa dal valore nullo in corrispondenza del centro del provino fino a tendere all'infinito quando il rapporto  $y/b$  diventa unitario. Mentre la soluzione offerta dalla teoria classica, in termini di componenti di sforzo piano, è distorta dalla presenza delle componenti interlaminari  $\sigma_z$ ,  $\tau_{xz}$  e  $\tau_{yz}$  nelle regioni prossime ai bordi liberi del provino, queste componenti di sforzo decadono rapidamente allontanandosi dalle zone di estremità. Alla luce di ciò è possibile affermare che la presenza di componenti di sforzo interlaminare in prossimità dei bordi liberi può essere considerata come un effetto di bordo limitato ad una regione ristretta, mentre lo stato di sforzo all'interno del laminato è colto adeguatamente anche dalla CLT.

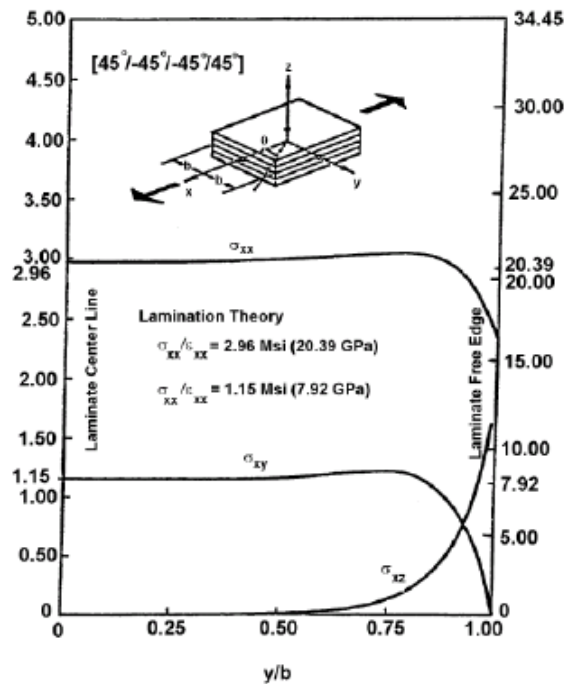


Figura 3.37. Andamento delle componenti di sforzo secondo la soluzione di Pipes-Pagano.

### 3.6.2 Cenni alla soluzione di Puppo-Evensen

Puppo ed Evensen [34] propongono una formulazione approssimata del problema già affrontato da Pipes-Pagano, nella quale ogni lamina risulta modellata attraverso la deposizione di due strati distinti, l'uno con caratteristiche anisotrope soggetto ad uno stato piano di sforzo, l'altro con caratteristiche isotrope soggetto ad uno stato di sforzo di puro taglio. La principale differenza tra le due soluzioni è rappresentata dalla comparsa, nella soluzione di Puppo-Evensen, di un valore ben preciso dello sforzo  $\tau_{xz}$  in corrispondenza del bordo libero, in contrasto con la singolarità evidenziata dalla soluzione di Pipes-Pagano, dove esso tendeva a infinito.

### 3.7 Valutazione numerica della presenza di effetti di bordo

I provini presi in considerazione, si ricorda, sono stati modellati attribuendovi uno spessore totale pari a 10.08 mm. Tale valore, come già osservato nel paragrafo 2.1, è in linea con le indicazioni della normativa ASTM D6415 [20] ed è motivato da ragioni di rigidità flessionale dei bracci laterali del provino angolare che si è voluto realizzare. In tal senso, sono state sfruttate le considerazioni sulla scelta di spessori di provini per la caratterizzazione



interlaminare di materiale composito analogo a quello considerato nel presente lavoro di Tesi espone in [22]. Per completare il quadro dell'analisi numerica, è stata indagata la possibilità che si manifestassero, in presenza di sequenze di laminazione non omogenee, significativi effetti di bordo che potessero compromettere il risultato dei futuri rilievi sperimentali, spostando le possibili zone di nucleazione del danno dalle zone interne verso quelle esterne. Per questo scopo, al fine di migliorare l'accuratezza del modello numerico nel cogliere gli andamenti di singolarità tipici delle componenti di sforzo di origine interlaminare conseguenti ad effetti di bordo, alle analisi inizialmente condotte con elementi lineari del prim'ordine sono state affiancate analisi con elementi finiti del secondo ordine, di tipo C3D20R ad integrazione ridotta.

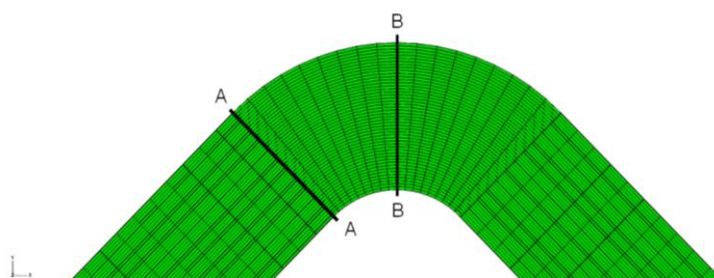


Figura 3.38. Punti in cui si è sezionato il provino per l'analisi degli effetti di bordo.

L'analisi dei risultati, condotta a livello delle sezioni indicate in Figura 3.38, ha consentito di escludere sostanzialmente l'insorgenza di effetti di bordo per quanto riguarda le sequenze  $[\pm 45]_{12s}$  e  $[0/90]_{12s}$ , mostrando la presenza di alcune zone d'intensificazione degli sforzi nelle sequenze  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$  e  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ , a livello delle già osservate discontinuità. Esse non risultano comunque tali da destare particolari preoccupazioni.

### 3.7.1 Effetti di bordo sequenza $[\pm 45]_{12s}$ .

Le analisi condotte con elementi C3D8 lasciano intravedere zone di bordo soggette a un'intensificazione delle componenti  $\sigma_z$  e  $\tau_{yz}$ , come osservabile in Figura 3.39 (a) e 3.40 (a). Ciò accade anche per la componente di sforzo interlaminare  $\tau_{xz}$ , come si può osservare in Figura 3.41, a livello della sezione A-A. In tali regioni, gli elementi C3D20R mostrano una maggior idoneità nel cogliere l'andamento delle componenti di sforzo. In particolare, osservando la Figura 3.43, si osserva come la zona di maggior concentrazione della componente di taglio tenda a intensificarsi traslando verso la zona centrale del raccordo del provino, lasciando i bordi sostanzialmente scevri da intensificazioni. Soprattutto in termini di massimi valori assunti dalle componenti di sforzo, gli elementi del secondo ordine non si discostano dalla previsione degli elementi del primo, evidenziando in questo caso limitate

conseguenze degli effetti di bordo, come del resto evidenziato dall'andamento delle componenti di sforzo stesse.

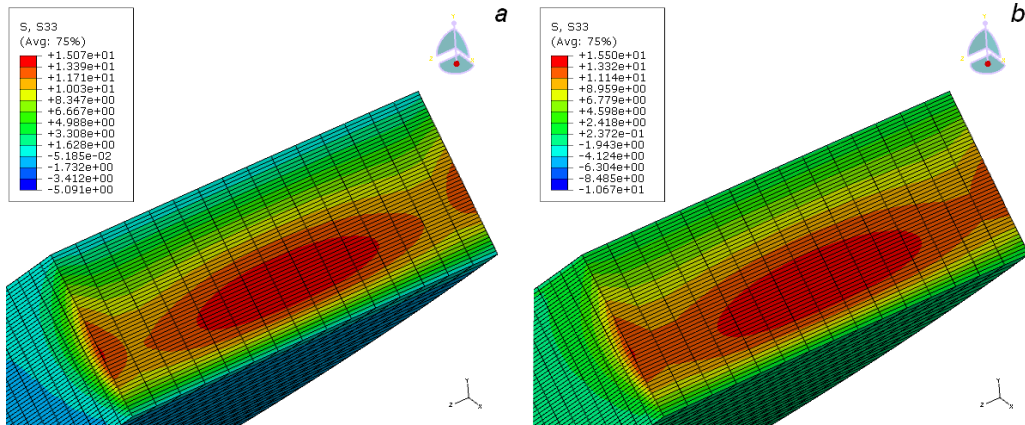


Figura 3.39.  $\sigma_z$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ .

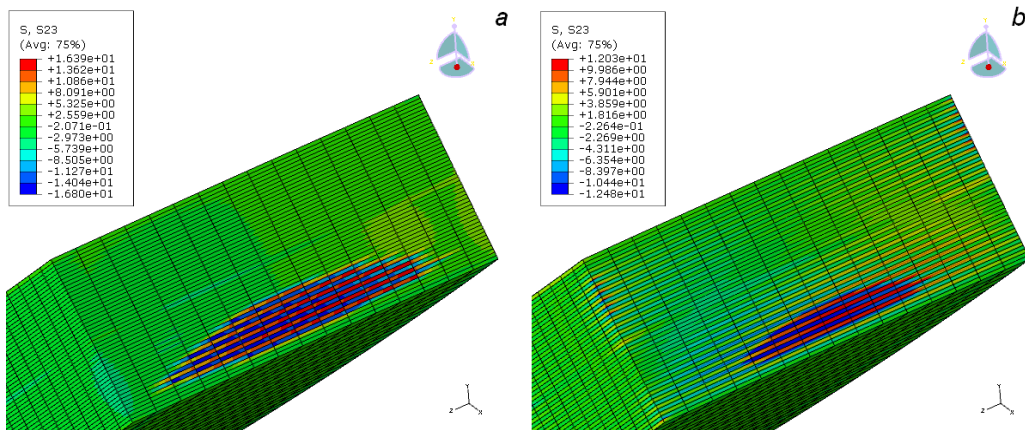


Figura 3.40.  $\tau_{yz}$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ .

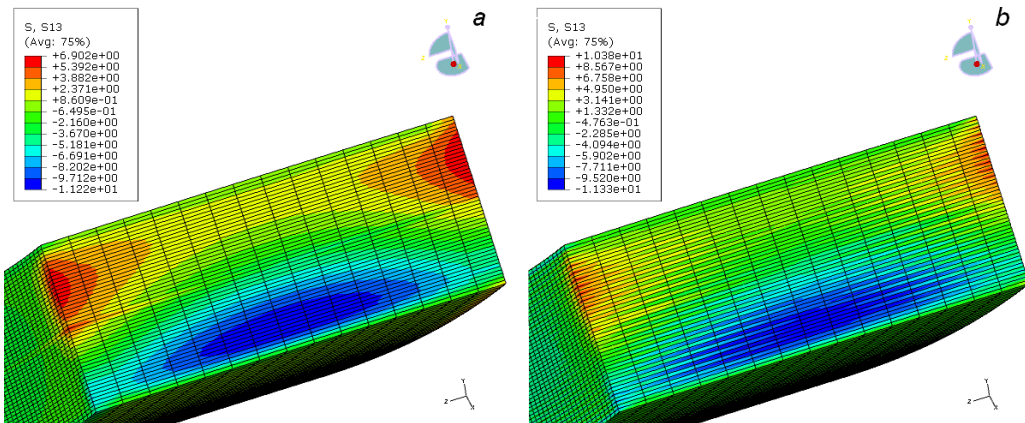


Figura 3.41.  $\tau_{xz}$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ .

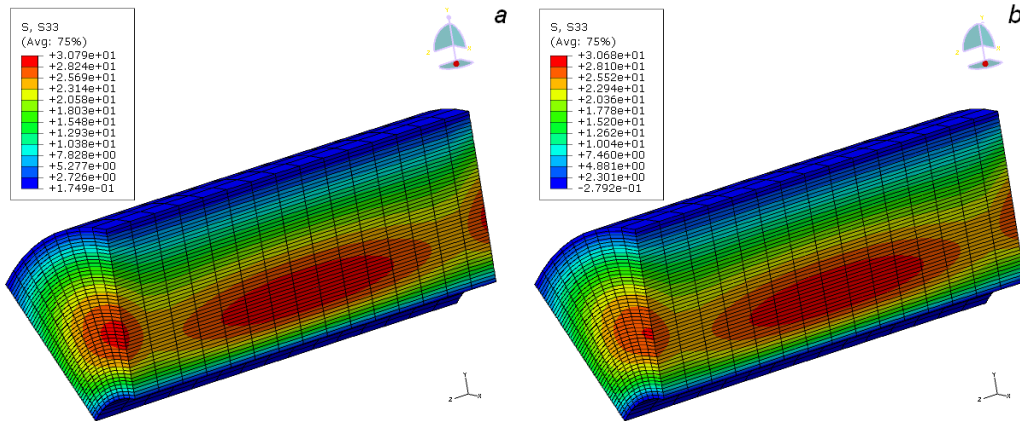


Figura 3.42.  $\sigma_z$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ .

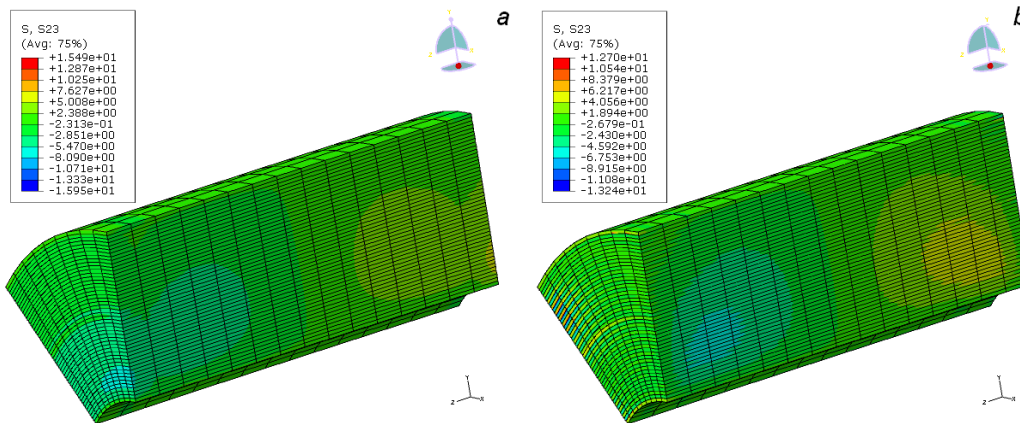


Figura 3.43.  $\tau_{yz}$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[\pm 45]_{12s}$ .

L'andamento del taglio interlaminare  $\tau_{xz}$  a livello della zona di raccordo (sezione B-B) non è stato riportato in quanto tale regione risulta praticamente scarica, sia con elementi del primo sia con elementi del secondo ordine.

### 3.7.2 Effetti di bordo sequenza $[0/90]_{12s}$ .

Il provino appare sostanzialmente scervo da intensificazioni di sforzo a livello dei bordi. Anche in questo caso è osservabile come gli elementi del secondo ordine mostrino una migliore definizione dell'andamento delle componenti di taglio interlaminare  $\tau_{yz}$  e  $\tau_{xz}$ , come si può evincere dalle immagini in Figura 3.45 e 3.46, con un lieve incremento dei valori. Per quanto riguarda la zona di raccordo, la componente  $\tau_{xz}$ , che sembrava presentare una certa intensificazione ai bordi con gli elementi del primo ordine, con gli elementi C3D20R mostra la tendenza a una maggiore omogeneizzazione sulla sezione, in Figura 3.49 (b). La componente di sforzo normale  $\sigma_z$  presenta una distribuzione omogenea già con elementi C3D8, confermata dall'impiego di elementi del secondo ordine.



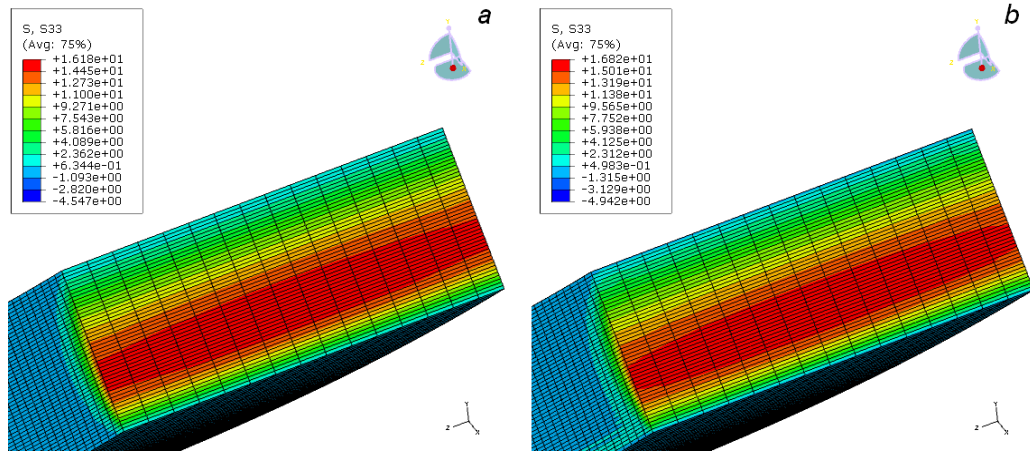


Figura 3.44.  $\sigma_z$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

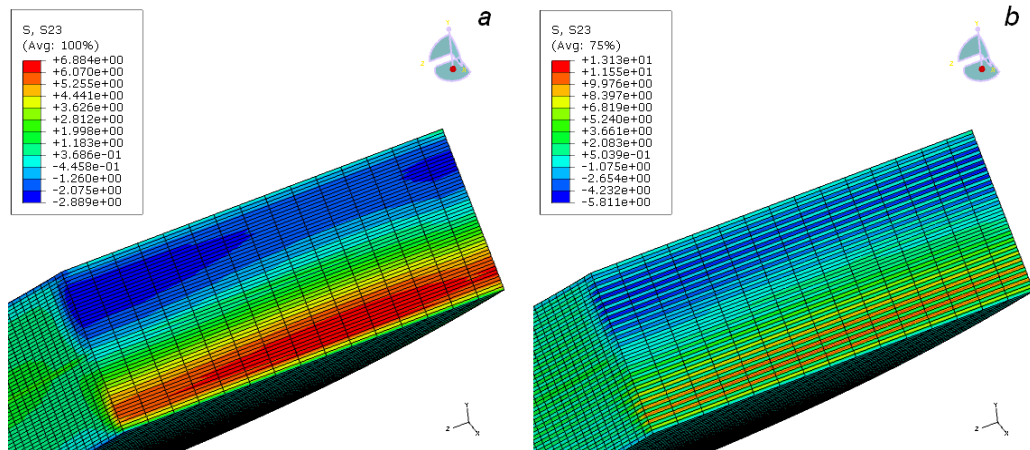


Figura 3.45.  $\tau_{yz}$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

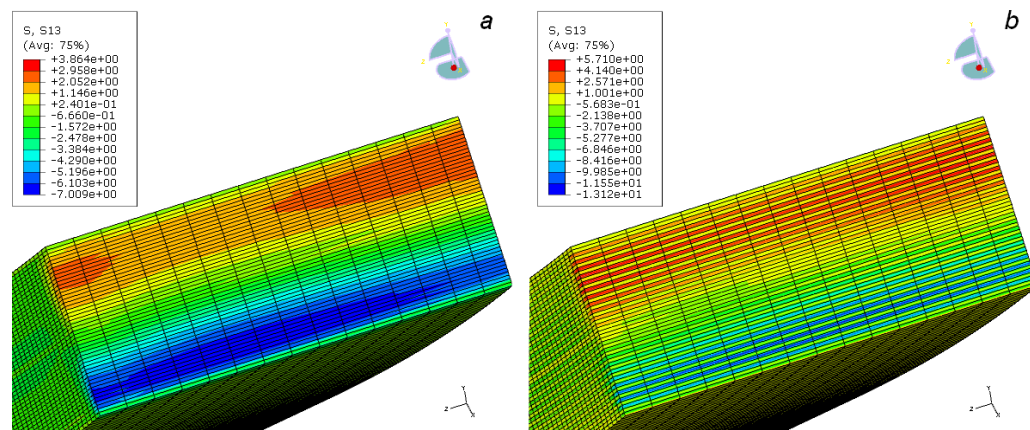


Figura 3.46.  $\tau_{xz}$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

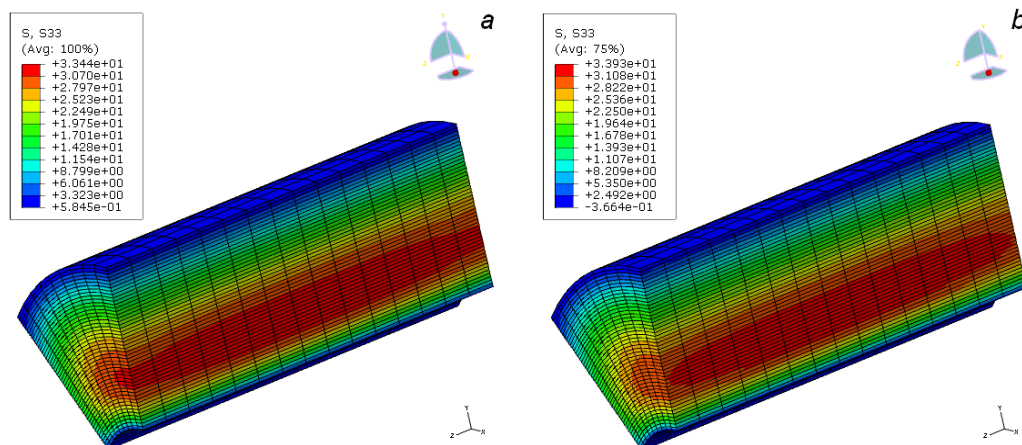


Figura 3.47.  $\sigma_z$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

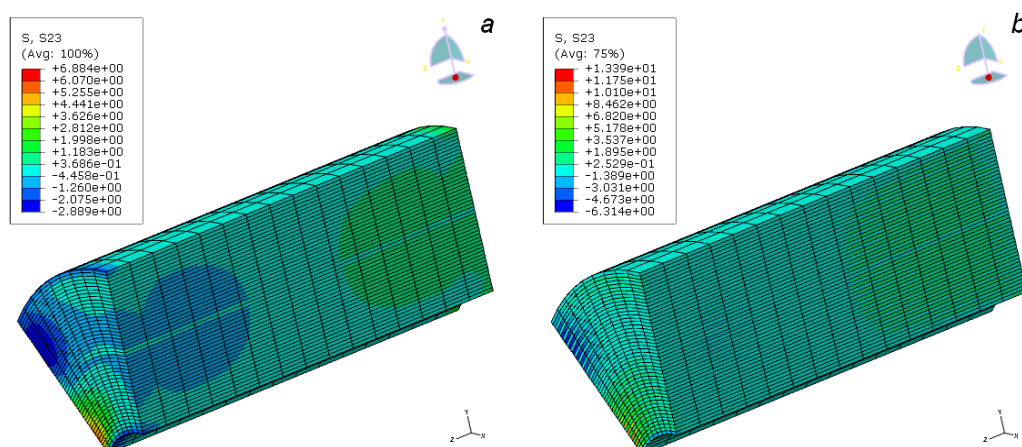


Figura 3.48.  $\tau_{yz}$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

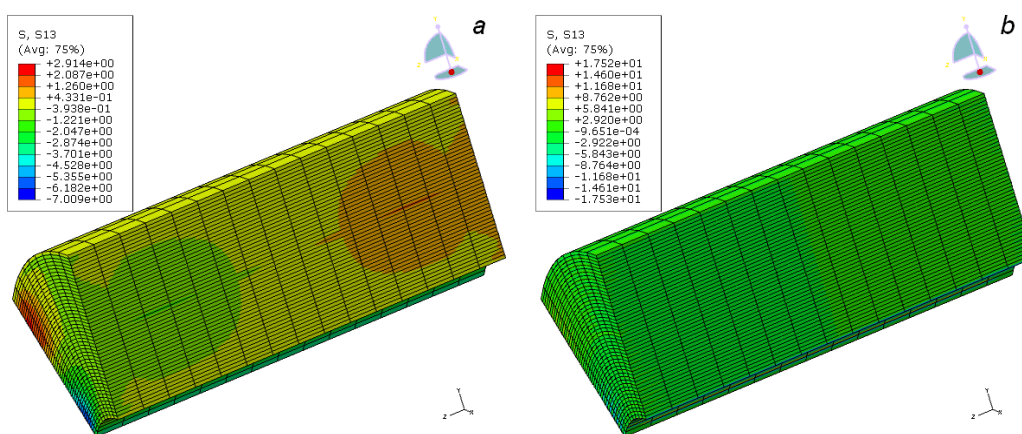


Figura 3.49.  $\tau_{xz}$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[0/90]_{12s}$ .

### 3.7.3 Effetti di bordo sequenza [(0)<sub>10</sub>/(90)<sub>28</sub>/(0)<sub>10</sub>].

Anche per l'interfaccia [(0)<sub>10</sub>/(90)<sub>28</sub>/(0)<sub>10</sub>], il passaggio dai C3D8 agli elementi C3D20R è più evidente. La distribuzione dello sforzo normale  $\sigma_z$  subisce una lieve omogeneizzazione, che tuttavia lascia intravedere un'intensificazione, seppur ridotta, a livello dei bordi (Figura 3.50 (a) e 3.50 (b)). Si osserva infatti, dove avviene il cambio di orientazione inferiore, come le zone di sollecitazione risultino decisamente meglio definite. Analogamente, lo sforzo di taglio risulta meglio localizzato, mostrando comunque la tendenza a traslare verso il centro del provino, scaricandone lievemente i lati. In effetti il comportamento è sostanzialmente quello di tre sub-laminati omogenei, che manifestano un'intensificazione degli stati di sforzo di natura interlaminare solo in corrispondenza delle zone di interfaccia, come evidenziato dagli andamenti proposti nelle successive figure 3.51 e 3.53, in particolare per quanto concerne gli sforzi interlaminari di taglio. Gli andamenti della componente di taglio interlaminare  $\tau_{xz}$  non sono stati riportati in quanto non significativi.

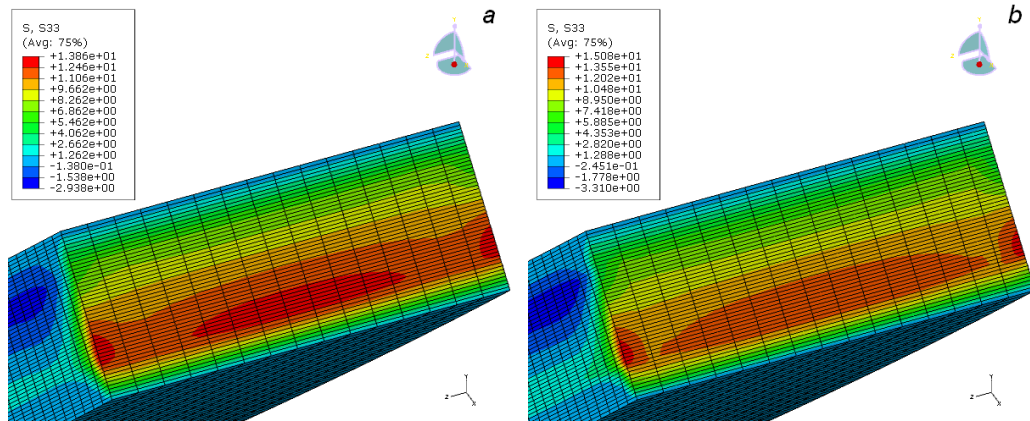


Figura 3.50.  $\sigma_z$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza [(0)<sub>10</sub>/(90)<sub>28</sub>/(0)<sub>10</sub>].

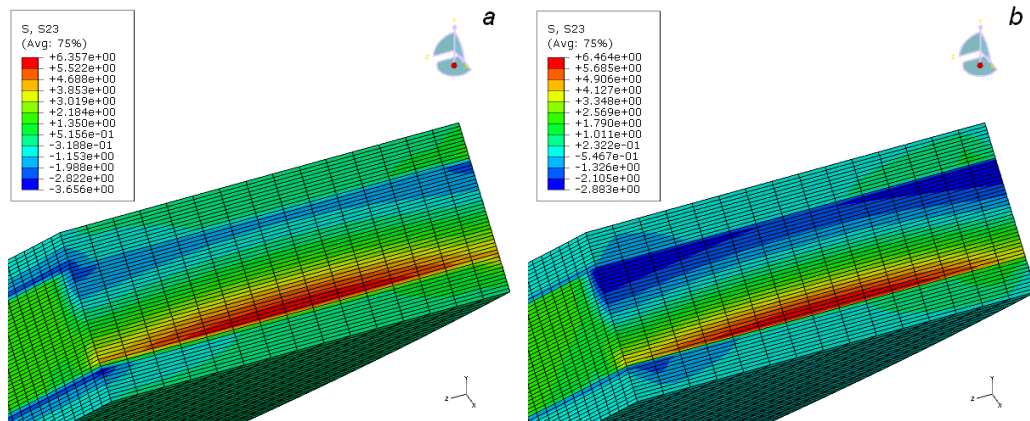


Figura 3.51.  $\tau_{yz}$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza [(0)<sub>10</sub>/(90)<sub>28</sub>/(0)<sub>10</sub>].



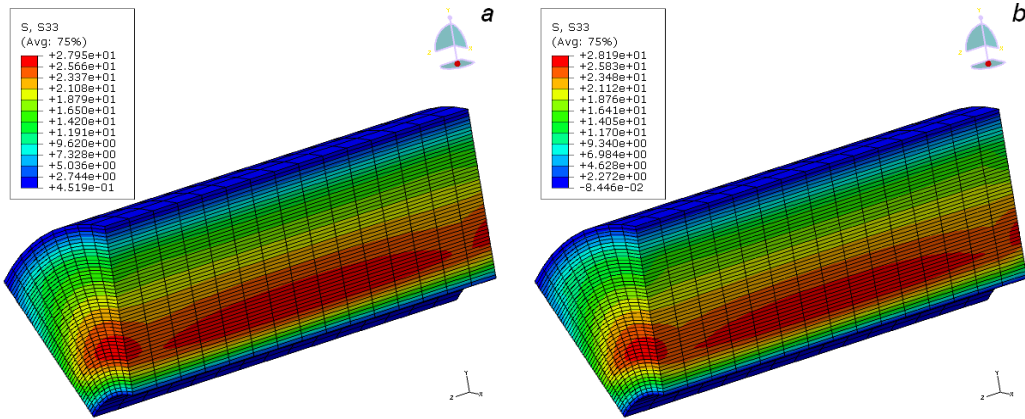


Figura 3.52.  $\sigma_z$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .

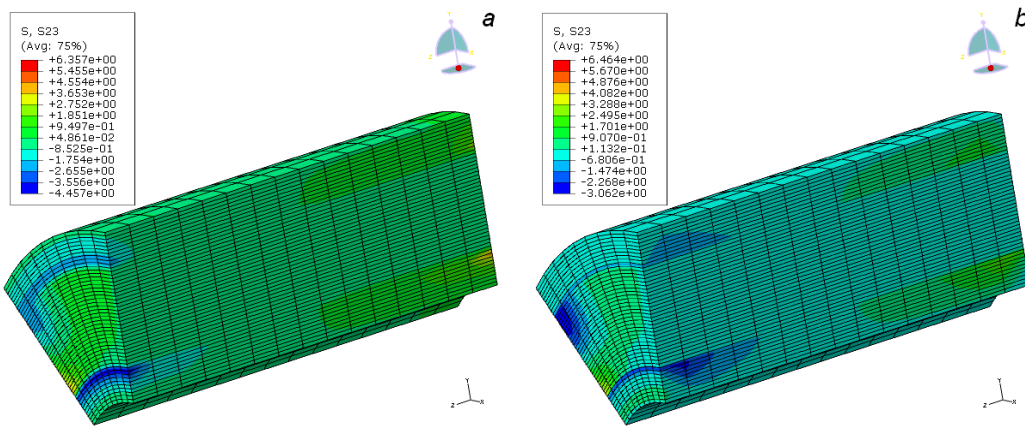


Figura 3.53.  $\tau_{yz}$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ .

### 3.7.4 Effetti di bordo sequenza $[(\pm 45)_5]/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

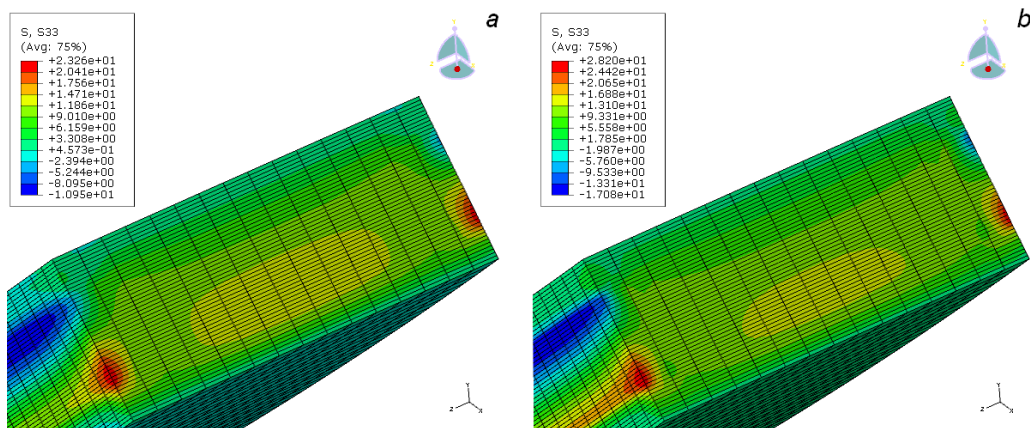


Figura 3.54.  $\sigma_z$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[(\pm 45)_5]/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

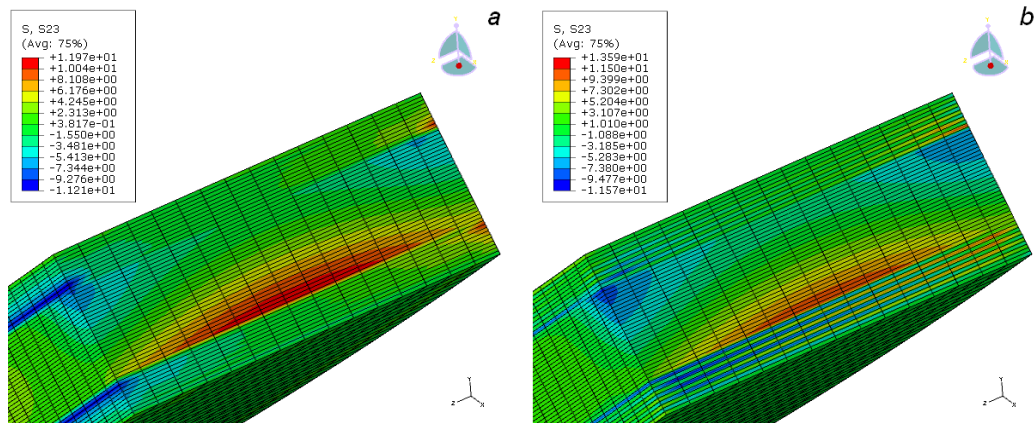


Figura 3.55.  $\tau_{YZ}$  su sezione A-A con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[(\pm 45)_5 / (90)_{28} / (\pm 45)_5]$ .

I bordi, anche in questo caso, seppur si manifesti un lieve incremento dei valori assoluti delle componenti di sforzo, appaiono poco carichi in seguito all'analisi con gli elementi del secondo ordine C3D20R. E' notevole la miglior risoluzione offerta dagli elementi del secondo ordine, che consentono di identificare in modo più preciso le zone dove di maggior sofferenza delle lamine, dove gli sforzi s'intensificano, e quelle dove gli strati del provino restano sostanzialmente scarichi. L'area di massima intensificazione relativa alla componente di taglio interlaminare  $\tau_{YZ}$ , in Figura 3.55 (b), si mostra effettivamente meno estesa di quanto apparisse con gli elementi C3D8. Gli andamenti della componente di taglio interlaminare  $\tau_{XZ}$  non sono stati riportati in quanto non significativi per la sequenza di laminazione.

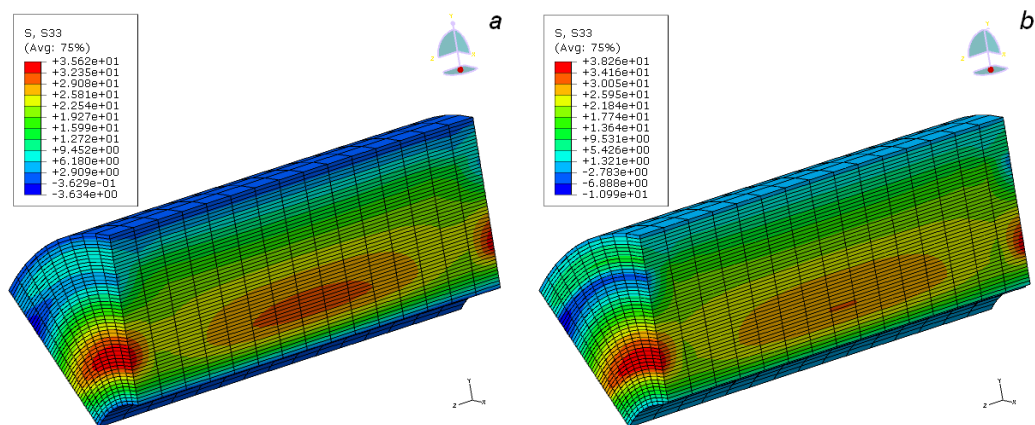


Figura 3.56.  $\sigma_Z$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[(\pm 45)_5 / (90)_{28} / (\pm 45)_5]$ .

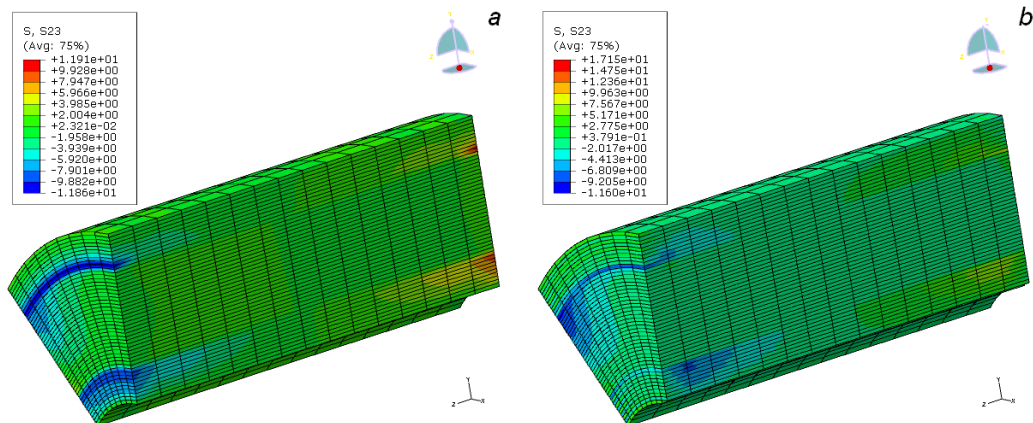


Figura 3.57.  $\tau_{12}$  su sezione B-B con elementi solidi C3D8 (a) e C3D20R (b), sequenza  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ .

### 3.8 Considerazioni riassuntive

Le analisi svolte al variare delle sequenze di laminazione, come già osservato scelte anche in riferimento a particolari varianti utilizzate attualmente in componenti strutturali di primaria importanza di elicotteri [22], hanno fornito un quadro abbastanza completo dello stato di sforzo interlaminare a livello delle zone più sollecitate durante la prova di trazione, consentendo inoltre di indagare gli effetti sinergici di interlamina e intralamina, prima osservando l'andamento del rapporto tra le componenti di sforzo nella sezione più sollecitate e poi mediante i criteri di rottura per i materiali compositi. Si è osservato come il comportamento sia fortemente condizionato dall'orientazione delle lamine e come la presenza di una sorta di sub-laminato centrale con strati omogenei, nelle sequenze di laminazione  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$  e  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ , comporti il manifestarsi di discontinuità che richiedono indubbiamente ulteriori indagini dal punto di vista numerico e un atteso riscontro sperimentale. Si è indagata la possibile presenza di effetti di bordo che, nelle condizioni di prova, per lo spessore del provino e per il materiale scelto, non destano particolare preoccupazione. Le considerazioni del capitolo, unite all'analisi preliminare dell'attrezzatura di prova svolta nel capitolo 2, rappresentano un prezioso bagaglio di risultati su cui fare affidamento per lo sviluppo di dettaglio dell'attrezzatura, per la progettazione di varianti del test e per l'apporto di eventuali modifiche alle caratteristiche del provino stesso. La configurazione del provino a "L" si rivela quindi particolarmente adatta a rendere meno significativi gli effetti di bordo rispetto all'insorgenza di componenti di sforzo di tipo interlaminare  $\sigma_Z$  al centro del provino, dovute sostanzialmente alla decomposizione dello stato di sforzo assiale che agisce sui bracci laterali del campione. Alla luce dei risultati numerici, una simile configurazione del provino

sembra quindi idonea per l'indagine di nucleazione di fenomeni di danneggiamento competitivi a livello intralaminare e interlaminare non condizionati da effetti di bordo libero.





## Capitolo 4

# Studio di configurazioni per l'introduzione di taglio interlaminare

### 4.1 Obiettivi

Nel presente capitolo si focalizza l'attenzione su alcune configurazioni asimmetriche di introduzione del carico nel Provino I, con l'obiettivo di indurre danneggiamenti interlaminari in modo misto. A tal fine, si è cercato di esplorare possibili configurazioni di vincolo idonee ad avere, nelle medesime regioni della zona angolare del provino, significative componenti di sforzo  $\sigma_Z$  e di taglio interlaminare  $\tau_{XY}$ . Come evidenziato dai risultati delle analisi numeriche presentati nel capitolo 2, in condizioni di carico simmetriche, la zona dove la componente di sforzo perpendicolare al piano raggiunge il suo valore massimo corrisponde alla sezione centrale del provino, mentre la zona in cui si hanno i massimi valori assoluti di  $\tau_{XZ}$  si assesta agli estremi laterali del raccordo mediano. Introducendo un certo grado di asimmetria, modificando la quota di posizionamento del vincolo, si è voluta esplorare la possibilità di far convergere le regioni di massima intensificazione degli sforzi  $\sigma_Z$  e  $\tau_{XZ}$  nella stessa zona, nel tentativo di farle parzialmente coincidere. Impiegando anche in questo caso i criteri di rottura, ci si è mossi al fine di identificare le regioni in cui la combinazione degli sforzi d'interlamina assumesse particolare rilievo. Va osservato che la possibilità di localizzare stati di sforzo combinato in zone non prossime ai sistemi di vincolo dei componenti strutturali è argomento di grande interesse. Spesso infatti le massime concentrazioni di sforzo si manifestano a livello delle zone di collegamento tra i vari elementi strutturali, rendendo complessa l'analisi di aree, altrettanto soggette a fenomeni di danno, lontani da essi. Si sottolinea sin da ora che nonostante vi siano zone in cui le componenti  $\tau_{XZ}$  e  $\sigma_Z$  vengono parzialmente a coincidere, la componente di taglio interlaminare non assume valori tali da lasciar presupporre la nucleazione di danni interlaminari dominati dal Modo II, presentando comunque una certa influenza di questa modalità di propagazione. Ciò ha confermato tra l'altro, dal punto di vista numerico, la validità della prova sperimentale per l'indagine di fenomeni di delaminazione in Modo I.

## 4.2 Modifiche del modello e descrizione delle configurazioni

Per caricare il provino in modo asimmetrico si è agito sulla dimensione longitudinale di uno dei due bracci laterali, riducendo la distanza che intercorre tra il punto di vincolo e il raccordo centrale, come mostrato in Figura 4.1.

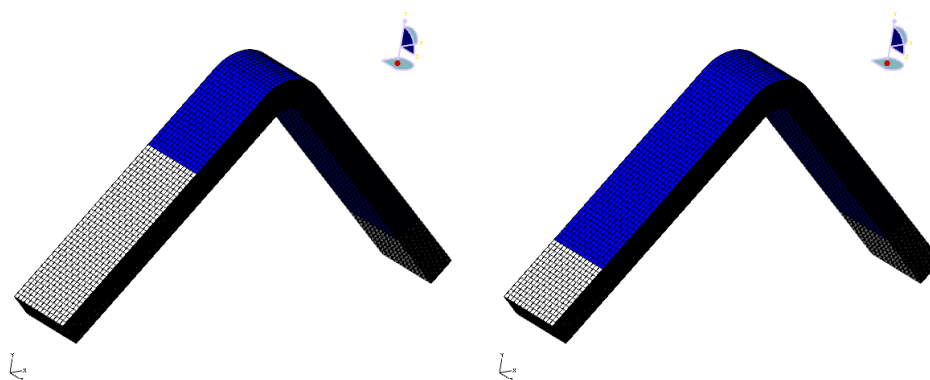


Figura 4.1. Nuova estensione del blocco di elementi rigidi, a sinistra, e selezione originale, a destra.

Ciò ha comportato una lieve modifica del modello numerico, consistente in un'estensione di uno dei due blocchetti rigidi necessari per l'applicazione di vincolo e carico. Come si può osservare, si è passati da un numero di 15 elementi in lunghezza ad un numero di 40. In tal modo è stato possibile introdurre la desiderata asimmetria rispetto all'asse  $Z$  nella distribuzione degli sforzi interlaminari. Si osservi come anche tale condizione risulti effettivamente riproducibile dall'attrezzatura di prova, per la cui descrizione si rimanda al capitolo 2, introducendo soltanto una lieve modifica nel sistema di vincolo al basamento principale. Con l'obiettivo primario di massimizzare l'effetto di sovrapposizione delle componenti interlaminari  $\tau_{xz}$  e  $\sigma_z$ , sono state studiate tre possibili configurazioni di prova, presentate nel paragrafo seguente, sempre nell'ottica di mantenere un certo livello di compatibilità con la riproduzione reale. Si riportano in Tabella 4.1, con riferimento alla Figura 4.2, le tre configurazioni indagate.

Tabella 4.1. Configurazioni asimmetriche selezionate per l'analisi numerica.

provino	ID configurazione	vincolo A	vincolo B	spostamento orizzontale [mm]
I	<i>a</i>	incastro	cerniera	10
I	<i>b</i>	cerniera	incastro	10
I	<i>c</i>	incastro	incastro	10

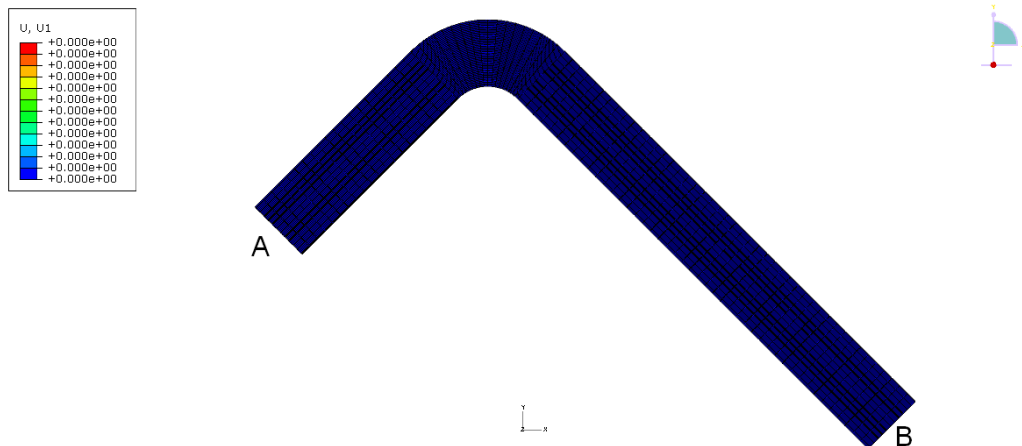


Figura 4.2. Posizione di vincolo e carico per la definizione delle configurazioni asimmetriche.

La differenza tra la configurazione *a* e la configurazione *b* risiede unicamente in un'inversione della posizione relativa di carico e vincolo. Tutte le tre configurazioni introducono un certo livello di asimmetria e inducono un certo livello di combinazione e competizione degli sforzi, identificabile qualitativamente ma di non facile quantificazione senza l'ausilio di criteri in grado di fornire informazioni sul livello d'interazione tra le componenti. Tale asimmetria può essere osservata nelle immagini in Figura 4.3.

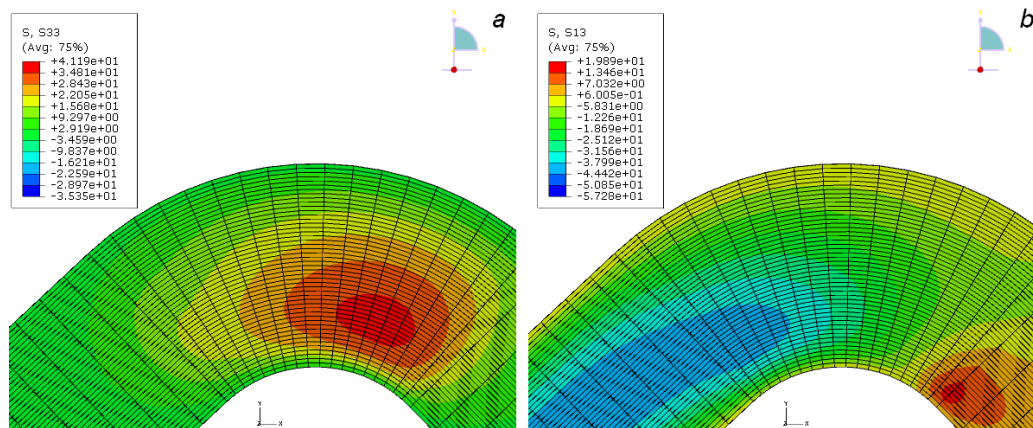


Figura 4.3. Evidente asimmetria nella distribuzione delle componenti di sforzo interlaminare  $\sigma_z$  (a) e  $\tau_{xz}$  (b), configurazione con incastro in B e cerniera in A, rif. Fig. 4.2.

La zona in cui si raggiunge il massimo sforzo interlaminare in direzione Z risulta sbilanciata verso destra, con la tendenza evidente a confluire verso la regione in cui si ha la massima intensificazione del valore positivo di  $\tau_{xz}$ , "seguita" alle sue spalle dalla zona in cui lo sforzo di taglio interlaminare raggiunge, in valore assoluto, picchi di 45-50 MPa. Dal punto di vista della combinazione degli sforzi, si vengono così a creare due zone d'interesse di estensione non

trascurabile, le cui regioni limite possono essere caratterizzate dalla contemporanea presenza di componenti di sforzo  $\tau_{XZ}$  e  $\sigma_Z$  di entità non trascurabile, tali da poter fornire un'azione sinergica nella promozione di cedimenti interlaminari in modo misto.

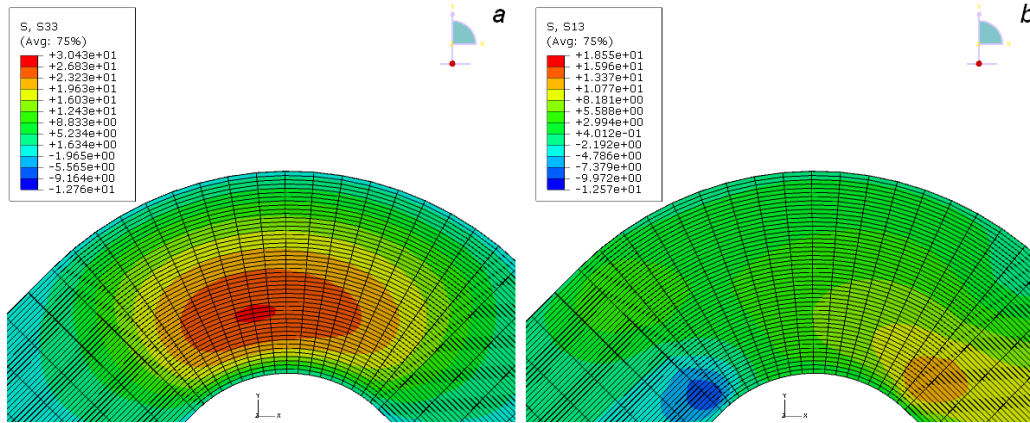


Figura 4.4. Lieve asimmetria nella distribuzione delle componenti di sforzo interlaminare  $\sigma_Z$  (a) e  $\tau_{XZ}$  (b), configurazione con incastro in A e cerniera in B, rif. Fig. 4.2.

Aumentando la quota verticale relativa alla posizione della cerniera e incastrando il provino nella parte inferiore, come accade per la configurazione *b*, riportata in Tabella 4.1, la situazione non pare particolarmente interessante se confrontata con il caso precedente, come evidenziano le immagini in Figura 4.4.

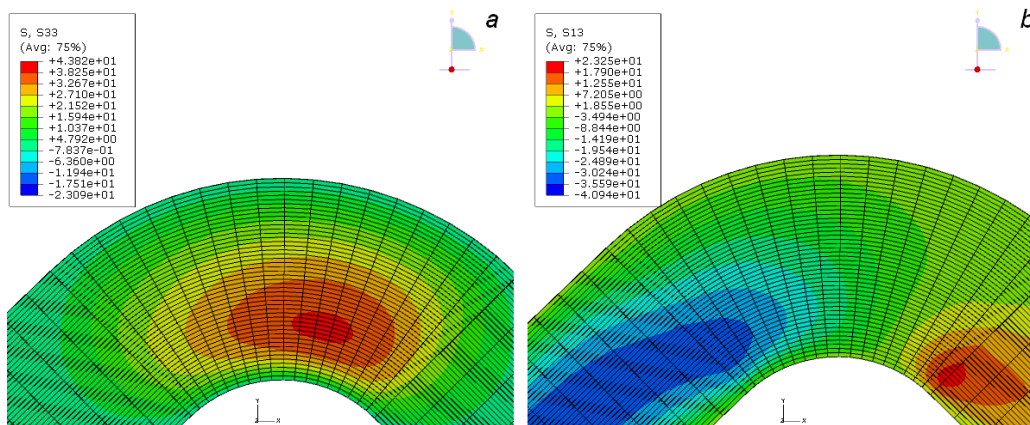


Figura 4.5. Asimmetria nella distribuzione di  $\sigma_Z$  (a) e  $\tau_{XZ}$  (b), configurazione con doppio incastro.

E' con la configurazione a doppio incastro, mostrata in Figura 4.5, che si ottiene una situazione in cui la sovrapposizione degli sforzi interlaminari è nuovamente enfatizzata. Infatti, benché la zona di massimo sforzo in direzione normale  $\sigma_Z$  subisca solo una lieve traslazione verso la parte esterna del raccordo, di minore entità rispetto al caso della configurazione *a*, gli sforzi di taglio interlaminare

riescono a penetrare, almeno in parte, nella regione centrale. All'estremità sinistra del raccordo centrale il taglio raggiunge un picco, in valore assoluto, di circa 41 MPa.

#### 4.2.1 Considerazioni sui risultati delle analisi numeriche

La trattazione del paragrafo 4.3 decreta indubbiamente le configurazioni *a* e *c* come le più interessanti ai fini sopra discussi. La scelta della configurazione ritenuta più significativa dal punto di vista della promozione di possibili regioni, all'interno della zona di raccordo del provino angolare, di nucleazione di meccanismi di danno in modo misto (Modo I e Modo II), è avvenuta avvalendosi anche in questa circostanza del supporto dei criteri di rottura, così da poter valutare il grado di accoppiamento tra le componenti  $\tau_{XZ}$  e  $\sigma_Z$ . Per entrambe le configurazioni *a* e *c*, riportate in Tabella 4.1, è necessario fare una considerazione preliminare: compare infatti un possibile cedimento a livello dell'incastro. In questa circostanza, è necessario fare una distinzione tra l'effetto della modellazione numerica, che introduce sicuramente una concentrazione di sforzi nella zona di transizione tra gli elementi del corpo rigido e quelli del braccio con risposta elastica, e quello possibilmente dovuto alla condizione di vincolo. In quest'ultimo caso si potrebbe prevedere, a livello sperimentale, un eventuale aumento dello spessore del laminato, applicando in tale regione degli strati di rinforzo, come spesso avviene nella pratica. E' infatti usuale ispessire provini che presentino zone particolarmente deboli o soggette a cedimento o delaminazione, soprattutto in prossimità delle zone di vincolo e di introduzione dei carichi, con l'impiego di opportune tallonature o analoghi sistemi di rinforzo del laminato.

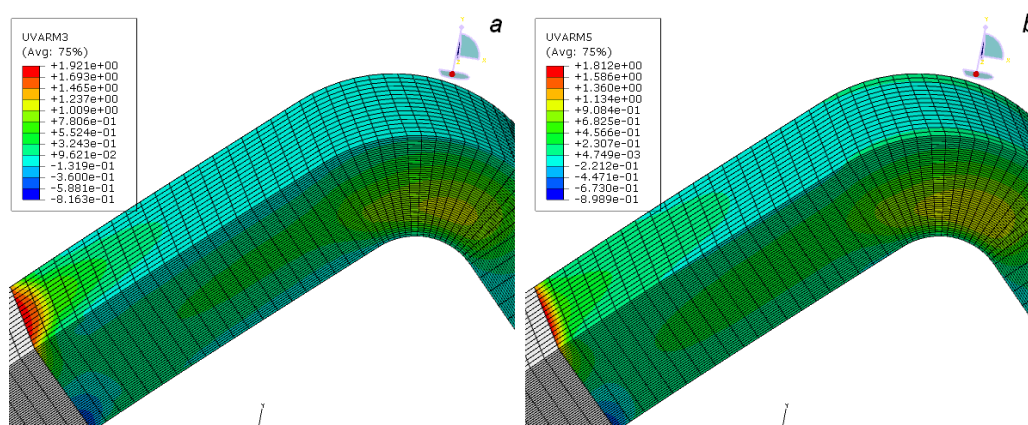


Figura 4.6. Distribuzione sul vincolo di *UARM(3)*, (a), e *UARM(5)*, (b), per la configurazione *a*.



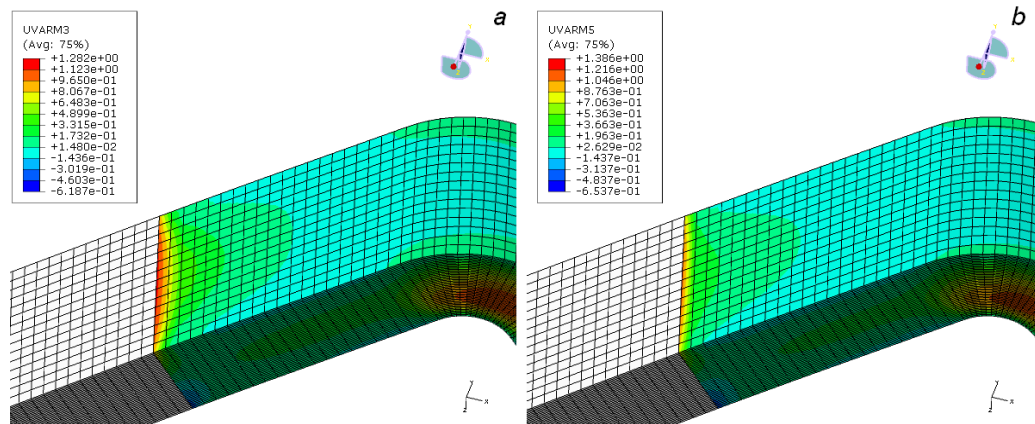


Figura 4.7. Distribuzione sul vincolo di  $UVARM(3)$ , (a), e  $UVARM(5)$ , (b), per la configurazione c.

Tornando al commento, a livello del vincolo viene prevista la possibile rottura sia da parte di Hoffman 3-D sia da parte di Tsai-Wu 3-D, come osservabile in Figura 4.6 (a) e 4.6 (b), per il caso di incastro e cerniera, e in Figura 4.7 (a) e 4.7 (b), per il caso di doppio incastro. Tale fenomeno di cedimento tridimensionale non si manifesta invece nel caso in cui si sostituisca all'incastro una cerniera. Per quanto riguarda il livello d'interazione sinergica tra la componente di taglio interlaminare e lo sforzo perpendicolare al piano della lamina, entrambe le configurazioni presentano una situazione interessante. Infatti, osservando le sequenzialmente prima le immagini in Figura 4.8 e 4.9, poi le 4.10 e 4.11, appare evidente come l'andamento della variabile associata al criterio quadratico interlaminare puro,  $UVARM(6)$ , rappresenti l'effetto di sovrapposizione delle distribuzioni di  $\sigma_z$  e  $\tau_{xz}$ .

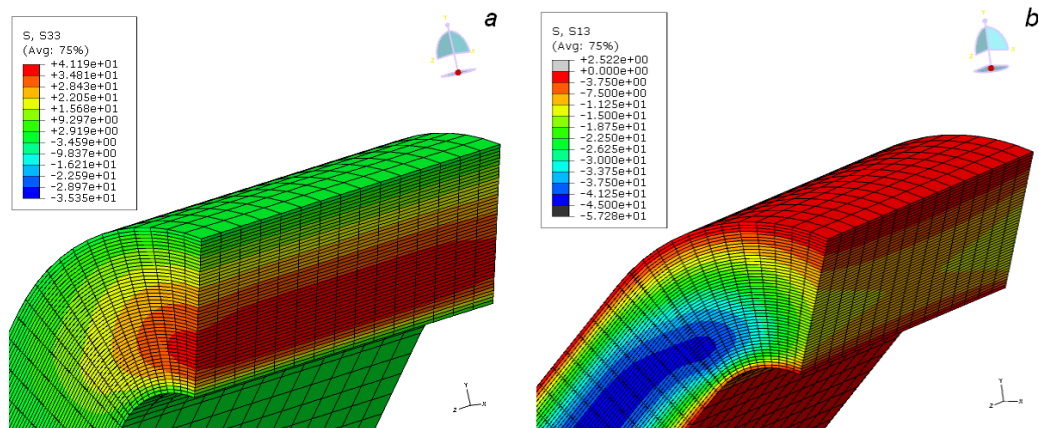


Figura 4.8. Distribuzione dello sforzo  $\sigma_z$  (a) e del taglio interlaminare  $\tau_{xz}$  (b), configurazione di prova a.

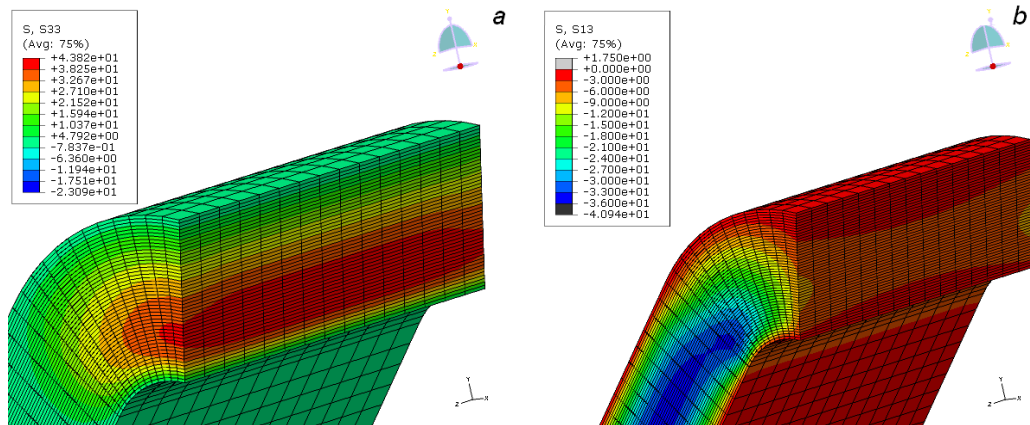


Figura 4.9. Distribuzione dello sforzo  $\sigma_z$  (a) e del taglio interlaminare  $\tau_{xz}$  (b), configurazione di prova c.

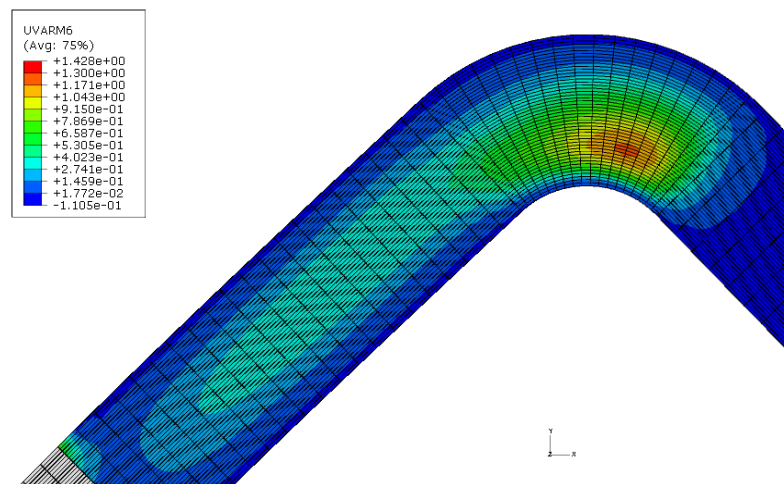


Figura 4.10. Particolare morfologia della distribuzione di  $UVARM(6)$ , configurazione di prova a.

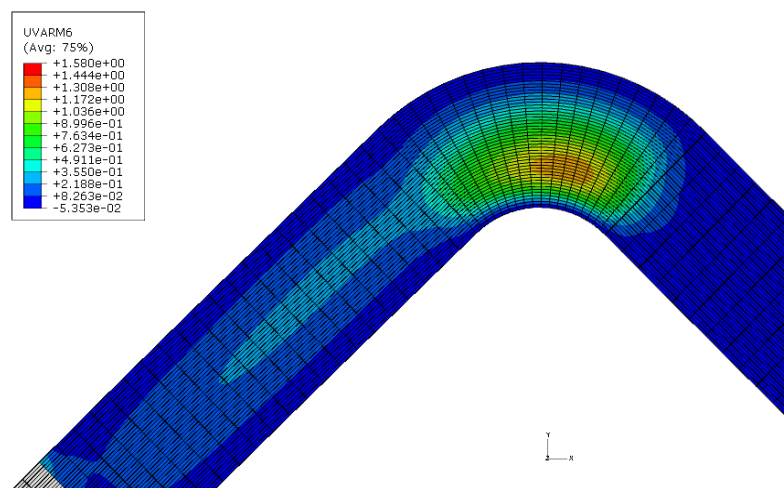


Figura 4.11. Particolare morfologia della distribuzione di  $UVARM(6)$ , configurazione di prova c.

La regione dove  $UVARM(6)$  assume i valori più alti subisce l'influenza dello sforzo di taglio: mentre in una condizione di simmetria centrale essa coinciderebbe con la sezione dove si manifesta il picco di  $\sigma_z$ , appare in questo caso nettamente contratta in spessore, dilatata e traslata in direzione longitudinale. E' indubbiamente ancora prevalente l'effetto di *peeling*, tuttavia compaiono zone in cui la presenza della componente di taglio non è più trascurabile e ove la variabile associata al criterio interlaminare puro, pur non raggiungendo valore unitario, vi si avvicina decisamente anche nelle regioni lontane dal centro del raccordo, come si può osservare nelle figure 4.10 e 4.11. Per la prosecuzione dell'indagine al variare della sequenza di orientazione delle lamine, si è scelta la configurazione *c*, con doppio incastro, principalmente per due ragioni: in tale configurazione, i vincoli restano meno sollecitati rispetto al caso di singola cerniera, tanto che i criteri di rottura 3-D, a parità di spostamento orizzontale, appaiono meno restrittivi nella zona critica del blocchetto rigido, come si osserva confrontando nuovamente le figure 4.6 e 4.7; essa consente di localizzare il picco di  $\tau_{xz}$  nella zona d'interesse, mentre nel caso della configurazione *a* ciò si verifica appunto a livello del blocco rigido che simula l'incastro.



#### 4.2.2 Variazione delle sequenze di orientazione delle lamine

Per la completezza dell'indagine, nell'ambito della configurazione con vincolo di doppio incastro, sono state effettuate le analisi numeriche al variare della sequenza di laminazione, al fine di valutare l'influenza dell'orientazione delle lamine sui risultati illustrati nel paragrafo 4.2. Anche in tali casi si riesce a enfatizzare la componente di sforzo di taglio interlaminare, che assume valori più o meno intensi a seconda della particolare sequenza. Il rapporto tra le componenti di sforzo  $\tau_{XZ}$  ed  $\sigma_Z$  non raggiunge ancora livelli particolarmente elevati, nonostante i valori assunti da queste due componenti si dimostrino comunque sufficienti ad influenzare l'andamento dell'indice del pericolo associato al criterio interlaminare puro,  $UVARM(6)$ . In Figura 4.12 si riporta l'andamento della  $\sigma_Z$ , a parità di step di carico. Si può osservare come la sequenza  $[\pm 45]_{12s}$  sia la più resistente allo sforzo in tale direzione: la componente assume i valori più bassi a parità di spostamento orizzontale del nodo di vincolo (Figura 4.12 (b)).

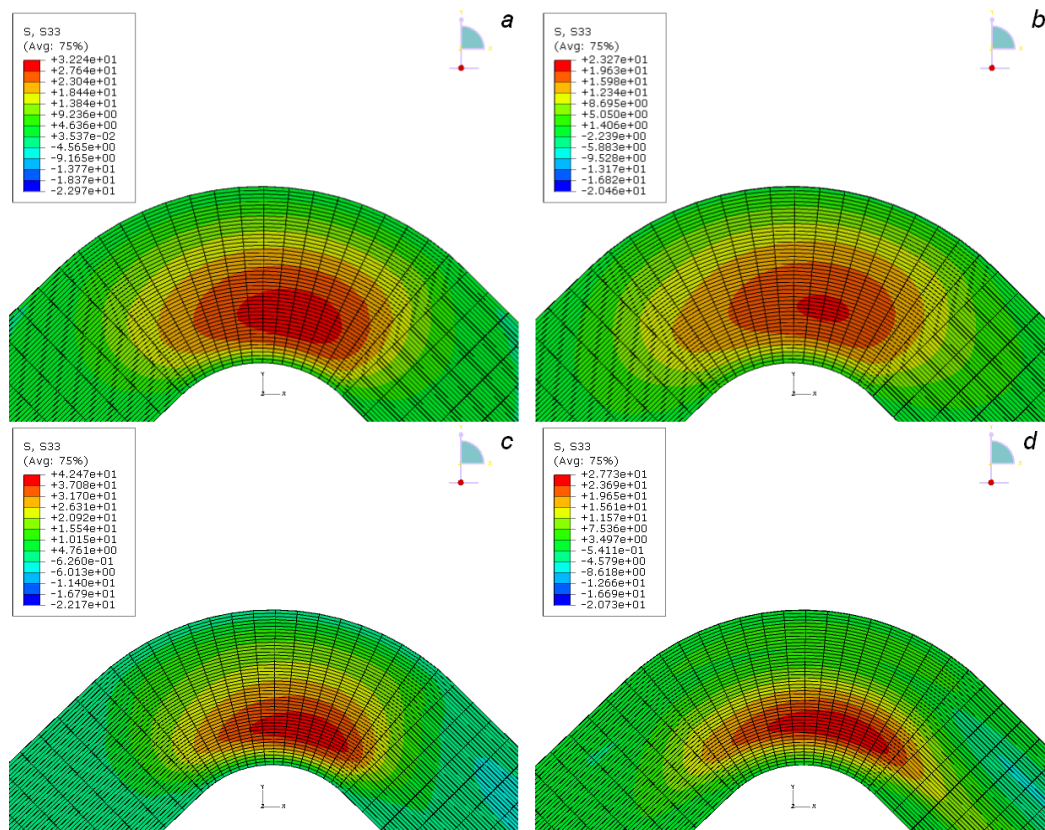


Figura 4.12. Confronto sforzo interlaminare  $\sigma_Z$  al variare della sequenza di orientazione delle lamine:  $[0/90]_{12s}$  (a),  $[\pm 45]_{12s}$  (b),  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$  (c),  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$  (d).

Si può altresì osservare, sempre in Figura 4.12, come nel caso della sequenza  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ , si oltrepassi il valore di sforzo  $\sigma_z$  di 35 MPa quasi immediatamente.

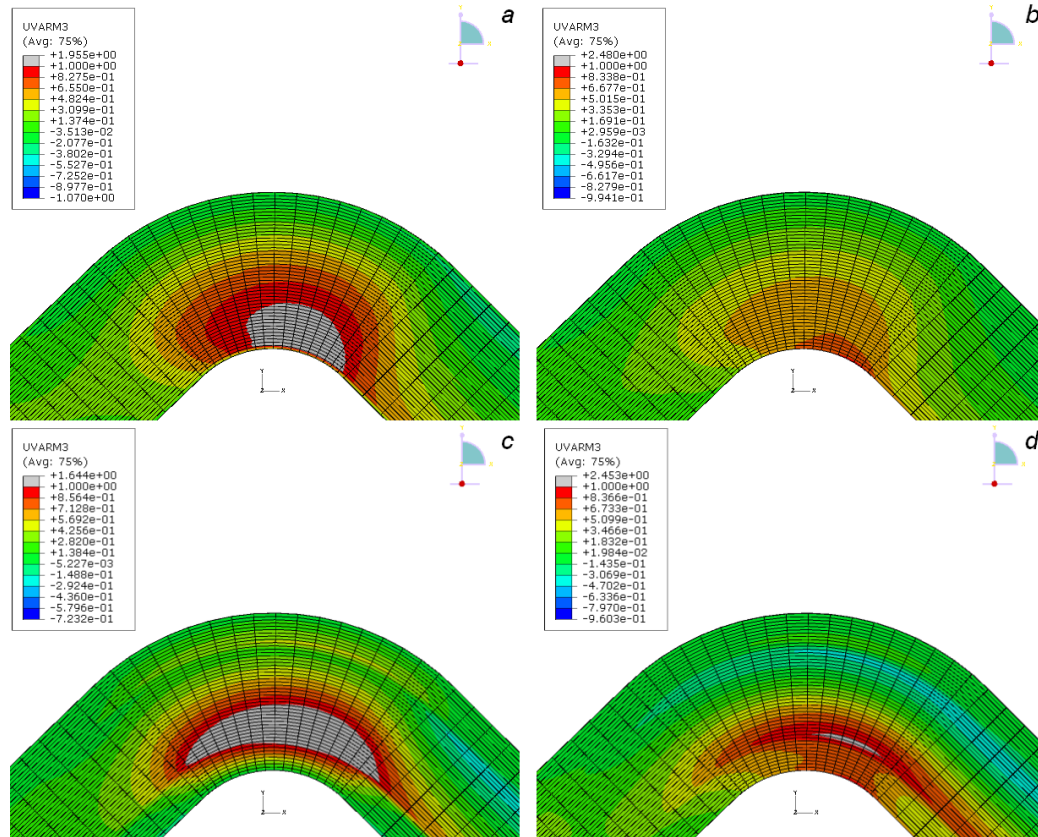


Figura 4.13. Confronto variabile  $UVARM(3)$  (Hoffman 3-D) al variare della sequenza di orientazione delle lamine:  $[0/90]_{12s}$  (a),  $[\pm 45]_{12s}$  (b),  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$  (c),  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$  (d).

In Tabella 4.2 sono riassunti i valori massimi e minimi di sforzo di taglio  $S_{13}$  e normale  $S_{33}$  che si presentano nella zona di interesse, a parità di step di carico e con previsione di cedimento da parte dei due criteri tridimensionali di Tsai-Wu e Hoffman, per le differenti sequenze di laminazione.

Tabella 4.2. Intervallo di oscillazione di  $\sigma_z$  e  $\tau_{xy}$  per le diverse interfacce.

sequenza	intervallo $S_{33}$ [MPa]	intervallo $S_{13}$ [MPa]
$[0]_{48}$	0 ÷ 44	-41 ÷ 23
$[\pm 45]_{12s}$	0 ÷ 23	-19 ÷ 8
$[0/90]_{12s}$	0 ÷ 32	-13 ÷ 8
$[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$	0 ÷ 42	-30 ÷ 18
$[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$	0 ÷ 28	-15 ÷ 6

I risultati dei criteri di rottura tridimensionali sono presentati al variare dell'orientazione in Figura 4.13. A parità di step di carico, la sequenza  $[\pm 45]_{12s}$  è l'unica a non mostrare segni di cedimento. I criteri decretano il pieno cedimento delle sequenze  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$  e  $[0/90]_{12s}$ , una ristretta zona con valore unitario nella sequenza  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$ . Si può notare come, in seguito alla variazione dell'orientazione delle lamine, risulti più difficile introdurre taglio interlaminare rispetto al caso di sequenza omogenea con lamine tutte a  $0^\circ$ . Tuttavia, tale componente riesce ancora a introdurre l'effetto di dilatazione della zona di concentrazione della variabile  $UVARM(6)$ .

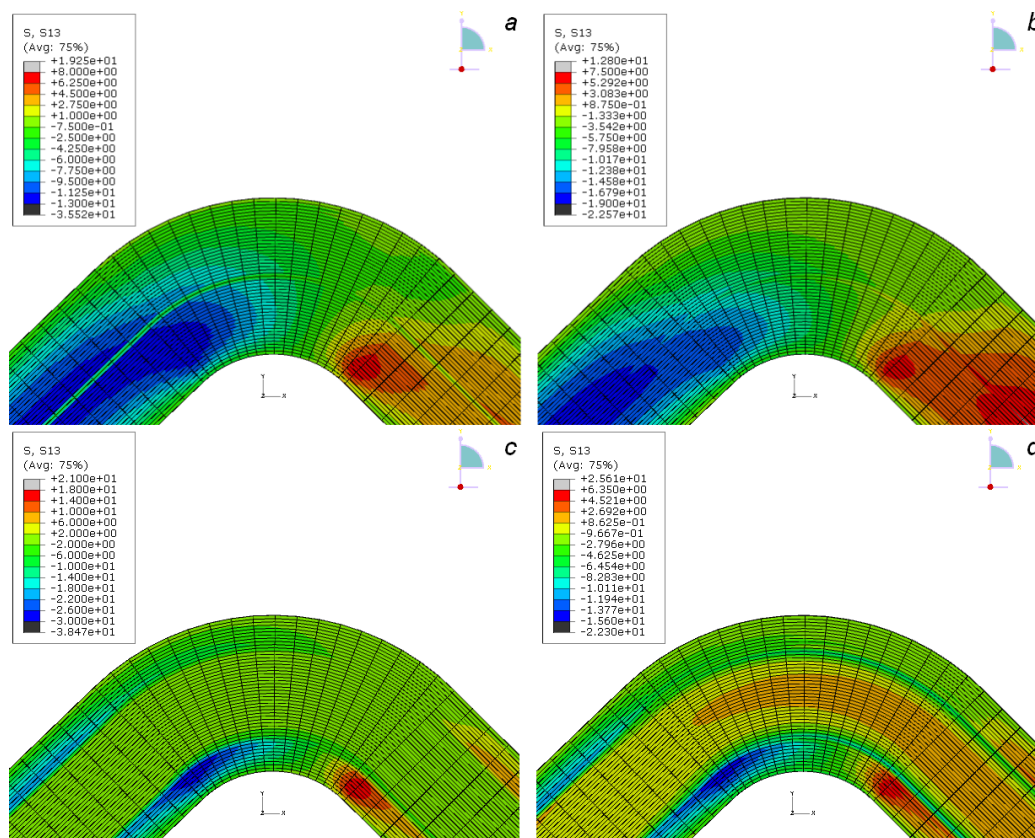


Figura 4.14. Confronto sforzo interlaminare  $\tau_{xz}$  al variare della sequenza di orientazione delle lamine:  $[0/90]_{12s}$  (a),  $[\pm 45]_{12s}$  (b),  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$  (c),  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$  (d).

Tale fenomeno è ben visibile nelle immagini di Figura 4.15, dove per una migliore visualizzazione si è evidenziato in colore grigio il cedimento secondo il criterio quadratico interlaminare. L'influenza della componente  $\tau_{xz}$  è ancora evidente e genera una "coda" asimmetrica ben circoscritta, nonostante in tutti e quattro i casi il valore della variabile  $UVARM(6)$  venga quasi dimezzato, passando da circa 0.3 a 0.15 in valore assoluto, rispetto al caso di lamine tutte a  $0^\circ$ . Si noti infine la particolare cedevolezza interlaminare manifestata dalla

sequenza  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$ , l'unica a parità di condizione di carico per la quale il criterio quadratico interlaminare puro prevede il cedimento.

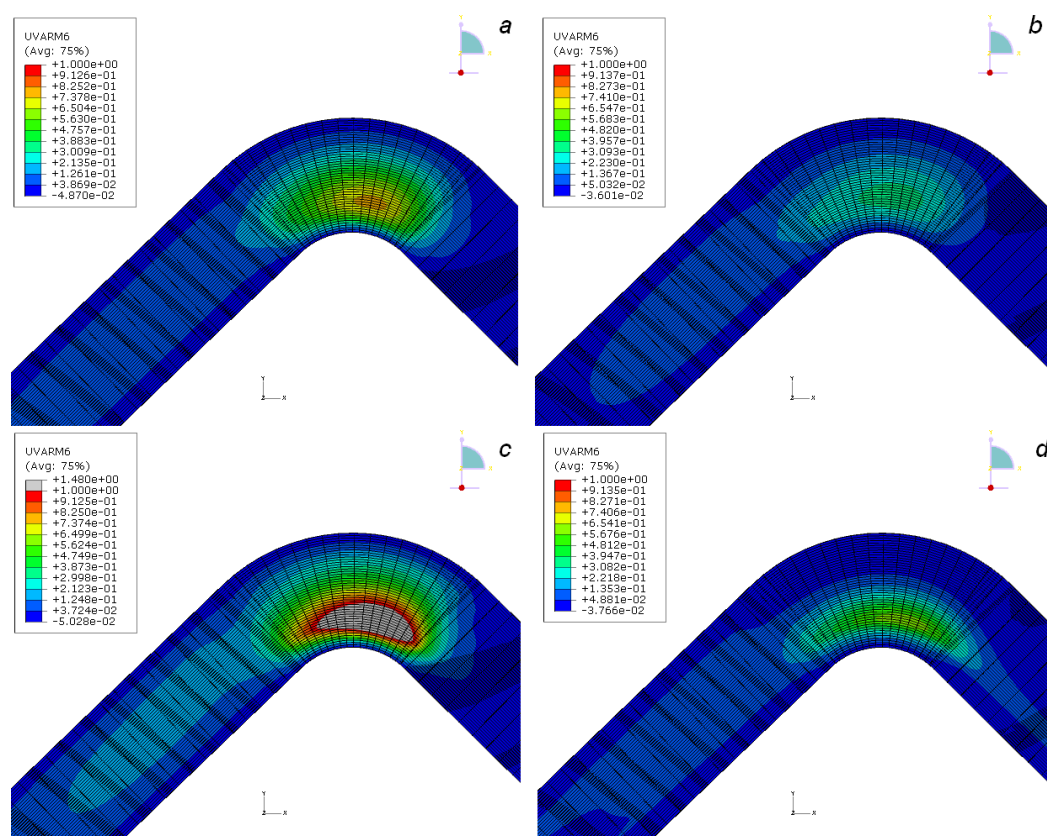


Figura 4.15. Confronto variabile  $UVARM(6)$  (criterio interlaminare puro)  $\tau_{XZ}$  al variare della sequenza di orientazione delle lamine:  $[0/90]_{12s}$  (a),  $[\pm 45]_{12s}$  (b),  $[(0)_{10}/(90)_{28}/(0)_{10}]$  (c),  $[(\pm 45)_5/(90)_{28}/(\pm 45)_5]$  (d).

## Conclusioni e sviluppi

Il lavoro di Tesi ha confermato il ruolo fondamentale dell'analisi numerica nello studio dei fenomeni di danno caratteristici dei materiali compositi, nella loro progettazione e a supporto dell'indagine scientifica sperimentale. Tramite l'ausilio di modelli numerici, sono stati esaminati gli stati di sforzo che si manifestano in provini curvi realizzati in materiale composito costituito da fibra di vetro e resina epossidica, unidirezionale di tipo S2, sottoposti ad un'azione di apertura a trazione agli estremi. L'analisi delle varianti condotta nel secondo capitolo ha consentito di giungere a una stima preliminare dei carichi di progetto per l'apparato sperimentale, individuando quattro modalità di esecuzione effettivamente riproducibili, nel rispetto dei vincoli imposti dal sistema di scansione tomografica e tali da indurre il possibile innesco della delaminazione in Modo I nelle zone desiderate. Sono stati evidenziati i possibili punti critici e di forza di ogni configurazione, anche in relazione alla futura produzione dell'attrezzatura. Ciò è culminato in una prima modellazione CAD della configurazione preliminare e dei relativi componenti meccanici. Sono state riscontrate e indagate fenomenologie diverse al variare delle sequenze di laminazione, osservando come i criteri di rottura per i materiali compositi si prestino a tale scopo, consentendo di evidenziare il livello di combinazione delle azioni interlaminare e intralaminare, in condizioni di carico in cui quest'ultima possa svolgere un ruolo precursore nella nucleazione di possibili delaminazioni. E' stato verificato che, per le sequenze di laminazione selezionate nell'indagine, le caratteristiche configurazionali attribuite al modello numerico sono tali da escludere sostanzialmente la presenza di effetti di bordo significativi. Si è infine verificata la possibilità di introdurre, tramite particolari configurazioni di fissaggio asimmetriche, una rilevante componente di taglio interlaminare che, in ristrette aree del provino, potesse combinarsi in modo competitivo con gli sforzi interlaminari di tipo normale, dando potenzialmente luogo alla nucleazione di cedimenti interlaminari in modo misto. Sulla base dei risultati e delle considerazioni presentati, si può asserire di essere giunti a un quadro completo, a partire dal quale è possibile sviluppare la progettazione di dettaglio dell'attrezzatura di prova ed avviarne la produzione. In tal senso, è necessario focalizzare l'attenzione su alcuni aspetti, in modo particolare sul miglioramento del cinematismo di movimentazione, sul sistema di misura della traslazione orizzontale e sull'eventualità di introdurre un trasduttore che consenta la valutazione delle forze in gioco. Per quanto riguarda il primo punto, tra le opzioni si possono annoverare classici sistemi di attuazione idraulica o pneumatica oppure sistemi di attuazione lineare elettromeccanica, tali da consentire l'automazione e il controllo dell'apparato, rendendolo per ovvie



ragioni di sicurezza indipendente dall'azione meccanica dello sperimentatore. Si ricorda, a tal proposito, che l'attrezzatura nasce per essere impiegata all'interno di un ambiente ad alto rischio, caratterizzato dall'irradiazione continua di raggi X, necessaria per il processo di acquisizione delle mappe densimetriche tramite cui è possibile ricostruire immagini tridimensionali del tipo illustrato in Figura 1.10. Relativamente alla possibilità di misurare con precisione il carico di trazione applicato, il livello di deformazione e lo spostamento orizzontale del provino, pare opportuno lo sviluppo di un sistema di sensorizzazione che sia in grado di monitorare tali parametri, presumibilmente attraverso l'impiego di una cella di carico (o sistemi dinamometrici alternativi) e di estensimetri opportunamente collocati. Dal punto di vista prettamente tecnologico, è necessario progettare e predisporre gli stampi per il processo di laminazione dei provini, completando così il quadro che consentirebbe la realizzazione pratica della prova sperimentale all'interno del sistema di scansione tomografica. Si ha infatti a disposizione una certa mole di dati numerici che richiedono la validazione in ambito sperimentale. In conclusione, il lavoro di Tesi ha confermato numericamente la validità della configurazione di prova, caratterizzata da un buon livello di versatilità nonostante i vincoli imposti dal sistema di scansione tomografica, presentando inoltre la possibilità di indurre, tramite opportune variazioni dei parametri in gioco, interessanti stati di sforzo caratterizzati da combinazioni delle componenti intralaminari e interlaminari o da particolari sovrapposizioni di queste ultime che richiedono ulteriori indagini.

## Bibliografia

- [1] P. Wright, X. Fu, I. Sinclair and S.M. Spearing, *Ultra High Resolution Computed Tomography of Damage in Notched Carbon Fiber Epoxy Composites*, 42: 1993, 2008.
- [2] G. Sala, L. Di Landro, A. Airoidi, P. Bettini, *Dispense del corso di Tecnologie e Materiali Aerospaziali*, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano, 2011.
- [3] ASTM International D 5528-01, *Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*, 2001.
- [4] ASTM International D 6671/D 6671M-04e1, *Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites*, 2004.
- [5] S. G. Lekhnitskii, *Anisotropic Plates*, Gordon and Breach Science Publishers, New York, 1968.
- [6] K. T. Kedward, R.S. Wilson and S. K. McLean, *Flexure of Simply Curved Composite Shapes*, *Composites*, vol. 20, no. 6, pp. 527-533, 1989.
- [7] W. Cui, T. Liu, J. Len and R. Ruo, *Interlaminar Tensile Strength (ILTS) Measurement of Woven Glass/Polyester Laminates using four-point Curved Beam Specimen*, *Composite Part A*, vol. 27A, pp. 1097-1105, 1996.
- [8] ASTM International D 5379/D 5379M-05, *Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*, 2005.
- [9] A. Voloshin and M. Arcan, *Experimental Mechanics*, vol. 20, no. 8, Aug. 1980.
- [10] A. Harris and O. Orringer, *Investigation of Angle-Ply Delamination Specimen for Interlaminar Strength Test*, *Journal of Composite Materials*, vol. 12, pp. 285-299, 1978.

- [11] I. Kimpara and M. Takehana, *Static and Dynamic Interlaminar Strength of Glass Reinforced Plastics Thick Laminates*, Proc. Reinforced Plastic Congress, British Plastic Federation, Brighton, 1976.
- [12] J. Bird and R. C. Allen, *The Determination of the Interlaminar Tensile Strength of Ship Type Laminates*, Proc. 7<sup>th</sup> Int. Conference on Experimental Stress Analysis, Haifa, Israel, 1982.
- [13] P.A. Lagace and D.B. Weems, *A Through-the-Thickness Strength Specimen for Composites*, Test Methods for Design Allowables for Fibrous Composites, vol. 2, ASTM STP 1003, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp. 197-207, 1989.
- [14] F. Matthews, J. Hodgkinson and S. Ayache, *In-Plane and Out-of-Plane Property Measurements on Thick Woven Glass/Polyester Laminates*, ECCM Composite Testing and Standardisation, European Association for Composite Materials, Amsterdam, pp. 277-286, 1992.
- [15] T.H. Mao and M.J. Owen, *Through-the-Thickness Tensile Strength of Fibre-Reinforced Plastics*, Composite Materials: Testing and Design, ASTM STP 787, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp. 5-18, 1982.
- [16] C.C. Hiel, M. Sumich and D.P. Chappell, *A Curved Beam Test Specimen for Determining the Interlaminar Tensile Strength of a Laminate Composite*, Journal of Composite Materials, vol. 25, pp. 854-868, 1991.
- [17] Y.S. Wu, A.J. Longmuir, H.W. Chandler and A.G. Gibson, *Through-Thickness Tensile Stresses in Curved Composites Shells*, Proceedings of Fibre Reinforced Composites, The Plastic and Rubber Institute, University of Newcastle Upon Tyne, pp. 25/1-25/10, 1992.
- [18] K.N. Shivakumar, H.G. Allen and V.S. Avva, *Interlaminar Tension Strength of Graphite/Epoxy Composite Laminates*, AIAA Journal, vol. 32, no. 7, pp. 220-232, 1988.
- [19] D. Ige and P. Sargent, *An Apparatus for Determining the Interlaminar Tensile Strength of Laminated Composites using the Curved Specimen Geometry*, ECCM Composite Testing and Standardisation, European Association for Composite Materials, Amsterdam, pp. 267-276, 1992.
- [20] ASTM International D 6415/D 6415M -06a, *Standard Test Method for Measuring the Curved Beam Strength of a Fiber-Reinforced Polymer*



*Matrix Composite*, 2006.

- [21] Dassault Systèmes. *Abaqus 6.9 Online Documentation*, 2009.
- [22] M. Arienti, *Modellazione del Danno in Pale di Elicottero per lo Sviluppo di Sistemi di Monitoraggio Strutturale*, Master's thesis, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, AA 2010-2011.
- [23] C. Vignelli, *Caratterizzazioni delle Proprietà Interlaminari di Laminati Ibridi Metallo-Composito*, Master's thesis, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, AA 2006-2007.
- [24] A. Baldi, *Analisi di Stati di Sforzo Tridimensionali nei Laminati in Composito: Tecniche Numeriche e Criteri di Rottura*, Master's thesis, Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, AA 2005-2006.
- [25] P.P. Camanho, C.G. Dávila and M.F. de Moura, *Numerical Simulation of Mixed-Mode Progressive Delamination in Composite Materials*, DEMEGI, Faculdade de Engenharia, Universidade do Porto, 2002.
- [26] S.W. Tsai, *Strength Characteristics of Composite Materials*, NASA CR-224, 1965.
- [27] R. Hill, *A Theory of the Yielding and Plastic Flow of Anisotropic Materials*, Proceeding of the Royal Society, Series A, Vol. 193, p. 281 1948.
- [28] O. Hoffman, *The Brittle Strength of Orthotropic Materials*, Journal of Composite Materials, vol. 1, p.200, 1967.
- [29] S.W. Tsai and E.M. Wu, *A General Theory of Strength for Anisotropic Materials*, Journal of Composite Materials, vol.5, p.58, 1971.
- [30] Z. Hashin and A. Rotem, *A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Materials*, Journal of Composite Materials, vol. 7, p.448, 1973.
- [31] Z. Hashin, *Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites*, Journal of Applied Mechanics, vol. 47, pp. 329-334, June 1980.
- [32] C.T. Sun, B.J. Quinn, J. Tao and D.W. Oplinger, *Comparative Evaluation of Failure Analysis Methods for Composite Laminates*, DOT/FAA/AR-

95/109, May 1996.

- [33] R.B. Pagano and N.J. Pipes, *Interlaminar Stresses in Composite Laminates Under Uniform Axial Extension*, Journal of Composite Materials, vol. 4, October 1970.
- [34] A.H. Puppo and H.A. Evensen, *Interlaminar Shear in Laminated Composites under Generalized Plane Stress*, Journal of Composite Materials, vol. 4, p. 204, 1970.